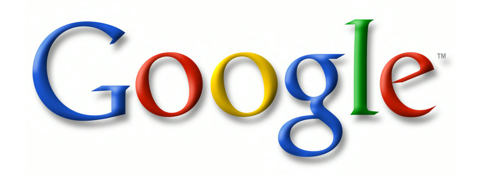
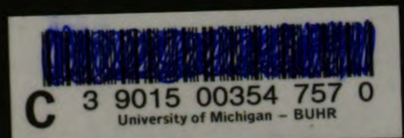
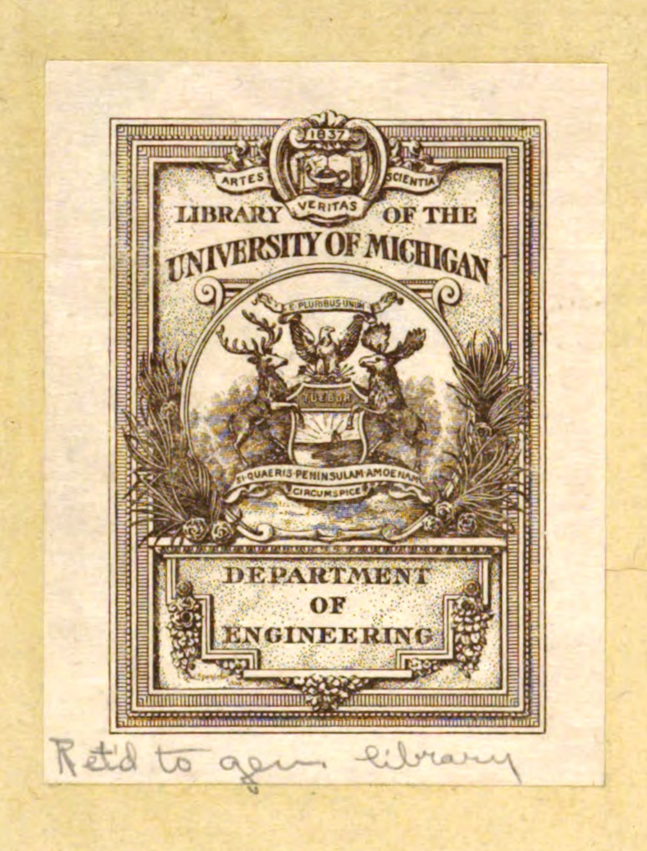





1837
ARTES
VERITAS
SCIENTIA
LIBRARY
OF THE
UNIVERSITY OF MICHIGAN
E PLURIBUS UNUM
TUEBOR
SI QUAERIS PENINSULAM AMOENAM
CIRCUMSPICE
DEPARTMENT
OF
ENGINEERING



ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR FLUGTECHNIK

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN STEGLITZ, SEDANSTRASSE 40/II

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

DR. L. PRANDTL u. DR.-ING. F. BENDEMANN

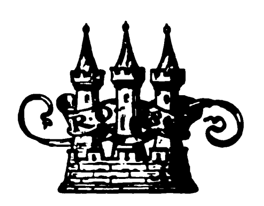
PROFESSOR A. D. UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR D. VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, BERLIN-ADLERSHOF

6. JAHRGANG

1915

MIT 347 ABBILDUNGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1915

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

Sachliches Register.

Illustrationen.



Patente (erteilte.)

(Klasse 77 h.)



Auszüge aus Patentschriften.

(Klasse 77h.)

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL
Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 30. Januar 1915. | Heft 1 u. 2.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI — **30. Januar 1915.** — **Heft 1 und 2.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Ein einfaches Näherungsverfahren zur Ermittlung günstigster Tragflächenstellungen bei Flugzeugen.

Von Prof. Dr.-Ing. A. Pröll, Hannover, z. Z. Steyregg.

Bei einer allgemeinen Besprechung der Betriebseigenschaften von Flugzeugen werden gewöhnlich zwei wichtige Fälle erörtert: das Fahren mit kleinster Schraubenzugkraft und der Betrieb mit kleinster Leistung. Im ersten Falle ist der Gesamtwiderstand (W_{ges}) ein Minimum und damit wird der Ausdruck

$$\mathfrak{T} = \frac{G v}{L} = \frac{G}{\frac{L}{v}} = \frac{G}{W_{ges}} \text{ ein Maximum}$$

(G Gewicht des Flugzeuges, v Geschwindigkeit in horizontaler Bahn, L Nutzleistung.) Die Größe $\mathfrak{T}$ wird aber auch als Verhältnis der Transportleistung angesprochen, weil sie die beiden vom Standpunkt der Ortsveränderung hauptsächlich wichtigen Faktoren: Gewicht und Geschwindigkeit, zu der gegebenen Nutzleistung L in Beziehung setzt. Im ersten Falle spricht man daher auch von (größter Transportleistung. Im zweiten Falle wird dagegen mit geringstem Leistungsaufwand ein bestimmtes Gewicht gerade noch getragen, man hat die »günstigste Hubleistung«. Die einfache Theorie geht nun von dem v. Lößlschen Widerstandsgesetz aus und setzt die gesamte Luftreaktion einer gegebenen Tragfläche (Fig. 1) vom Anstellwinkel α und von der Fläche F bei der Geschwindigkeit v mit einem Koeffizienten K

Fig. 1.

$$\left.\begin{aligned} Q &= K F v^2 \sin\alpha \\ \text{den Auftrieb} \quad A &= K F v^2 \sin\alpha \cos\alpha \\ \text{den Widerstand} \quad W_x &= K F v^2 \sin^2\alpha \end{aligned}\right\} \quad . \quad (1)$$

Für kleine Anstellwinkel ergibt sich einfach mit $A = G$

$$\left.\begin{aligned} A = G &= K F v^2 \alpha \\ W_x &= K F v^2 \alpha^2 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (1a)$$

Rechnet man hierzu noch den »schädlichen« Widerstand der nicht tragenden Teile des Flugzeuges (Fahrgestell, Rumpf usw.), der sich mit einem Widerstandskoeffizienten k und einer äquivalenten »schädlichen Stirnfläche« f zu

$$W_x' = k f v^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

ergibt, so ist der Gesamtwiderstand

$$W_{ges} = W_x + W_x' = (K F \alpha^2 + k f) v^2 \quad . \; . \quad (3)$$

Mit diesen Formeln wird dann gewöhnlich gezeigt, daß für günstigste Transportleistung (Fall 1)

$$\left.\begin{aligned} W_x &= W_x' \\ \alpha_0 &= \sqrt{\frac{k f}{K F}} \\ v_0 &= \sqrt{\frac{G}{K F \alpha_0}} \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (4)$$

gemacht werden muß, während für beste Hubleistung

$$\left.\begin{aligned} W_x &= 3\,W_x' \\ a_L &= \sqrt{\frac{3\,k\,f}{K\,F}} = a_0\sqrt{3} \\ v_L &= \sqrt{\frac{G}{K\,F\,a_L}} = v_0\sqrt[4]{\frac{1}{3}} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (5)$$

zu wählen ist.

Prüft man nun diese Resultate an ausgeführten Flugzeugen, soweit für diese brauchbare Angaben über v, a, K, k, f vorliegen, oder auch nur an Berechnungsbeispielen mit gegebenen Flächenprofilen und angenommener schädlicher Fläche, so stimmen die Rechnungen in den seltensten Fällen mit den Beobachtungen überein. Der Grund dafür ist leicht einzusehen. Setzt man nämlich allgemein mit den auch von Eiffel benutzten Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten K_y und K_x die Größen von A und W_x an, so findet man

$$\left.\begin{aligned} A = G &= K_y F\,v^2 \\ W_x &= K_x F\,v^2 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (1\,b)$$

wonach durch Vergleich mit den Formeln (1 a)

$$\left.\begin{aligned} K_y &= K\,a \\ K_x &= K\,a^2 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (6)$$

folgt. Aus diesen ergibt sich durch Elimination des Winkels a

$$K_y^2 = K\,K_x \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

Die Gleichung einer Parabel zwischen K_x und K_y (Fig. 2, Kurve A).

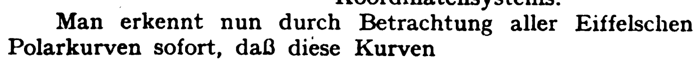
Eiffel[1]) hat aber die Beziehung zwischen K_x und K_y durch die sog. Polardiagramme dargestellt, die aus Versuchen für eine große Zahl von Flügelprofilen zusammengestellt wurden.

Fig. 2.

In Fig. 2 ist in Kurve B die Polarkurve für ein gegebenes Flügelprofil dargestellt, die Werte von a, welche gewissermaßen die Parameter der Kurven darstellen, sind durch umringelte Punkte gekennzeichnet.

Der Sinn der durch die Gleichungen (1 a) dargestellten vereinfachten Annahmen ist also der, daß die eigentliche Polarkurve ersetzt wird durch eine Parabel durch den Anfangspunkt $K_x = 0$, $K_y = 0$ des Koordinatensystems.

Man erkennt nun durch Betrachtung aller Eiffelschen Polarkurven sofort, daß diese Kurven



1. nicht durch den Anfangspunkt gehen,
2. für $a = 0$ endliche Auftriebs- und Widerstandsgrößen ergeben,
3. für größere a (etwa von 12° an) ein durchaus anderes als parabolisches Verhalten zeigen.

Allerdings gilt ja der Ansatz (1 a) überhaupt nur für kleine Winkel a, aber auch da bringen es die eben betrachteten Merkmale 1. und 2. mit sich, daß der Ansatz den wirklichen Verhältnissen nicht gerecht werden kann; es ist also die vorhin besprochene Unstimmigkeit genügend erklärt.

Es läßt sich aber durch eine geringfügige Abänderung des Ansatzes (1 a) eine weit bessere, ja praktisch durchaus zureichende Annäherung gewinnen, wenn man sich dabei nur — wie dies ja üblich ist — auf kleine Winkel beschränkt.

Setzt man nämlich Beobachtungswerte für $a = 0$ und irgendeinen 2. Winkel, etwa $a_1 = 4°$ zugrunde (nach den Eiffelschen Kurven etwa), so läßt sich eine Parabel mit verschobenem Anfangspunkt angeben aus den Gleichungen

[1]) Eiffel, Der Luftwiderstand und der Flug. Deutsch von Huth.

$$\left.\begin{aligned} K_y &= K\,a + a \\ K_x &= K\,a^2 + b \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (8)$$

in denen wieder a die Rolle eines Parameters spielt. Es folgt aus (8)

$$\frac{(K_y - a)^2}{K_x - b} = K \quad \ldots \quad (9)$$

Fig. 3 zeigt für die Polarkurve eines Bréguetschen Flügels die so erhaltene Ersatzparabel.

Wir benutzen diese nun zur genaueren Lösung der eingangs besprochenen beiden Aufgaben, ein Flugzeug bester Transportleistung bzw. bester Hubleistung zu berechnen.

Für den Gesamtwiderstand erhalten wir:

$$\begin{aligned} W_{ges} &= W + W_x' \\ &= K_x F\,v^2 + k\,f\,v^2; \end{aligned}$$

anderseits ist

$$v^2 = \frac{G}{K_y F},$$

daher

$$W_{ges} = \frac{K_x}{K_y}\,G + k\,f\,\frac{G}{K_y F}.$$

Mit (9) wird K_x durch K_y ausgedrückt, und es folgt:

Fig. 3.

$$W_{ges} = \frac{(K_y - a)^2}{K_y} \cdot \frac{G}{K} + G\,\frac{\left(b + \frac{k\,f}{F}\right)}{K_y} \quad \ldots \quad (10)$$

Das Minimum des Widerstandes ergibt sich nun für

$$\frac{\partial\,W_{ges}}{\partial\,K_y} = 0$$

mit

$$(K_{y0}) = \sqrt{a^2 + b\,K + \frac{k\,f}{F}\,K} \quad \ldots\ldots \quad (11)$$

Die Größe b spielt offenbar die Rolle eines zusätzlichen schädlichen Widerstandes, der in der Konstruktion der Tragflächen selbst, nicht etwa im übrigen Flugzeugkörper begründet ist. (Scheitelverschiebung der Parabel Fig. 3.)

Aus (K_{y0}) findet man durch die Beziehung (9) leicht (K_{x0}).

Für $a = 0$, $b = 0$ geht (11) über in

$$(K_{y0}) = \sqrt{\frac{k\,f}{F}\,K} \quad \ldots\ldots \quad (11\,a)$$

woraus mit (1 a) wieder die Beziehungen (4) für diesen speziellen (aber nie verwirklichten) Fall folgen.

Handelt es sich um die größte Hubleistung L, so ist zu setzen

$$L = v \cdot W_{ges} = G\sqrt{\frac{G}{F}}\sqrt{\frac{1}{K_y}}\left(\frac{(K_y - a)^2}{K\,K_y} + \frac{b + \frac{k\,f}{F}}{K_y}\right) \quad (12)$$

Man findet dann den Minimalwert von L durch Auflösung der Gleichung

$$\frac{\partial\,L}{\partial\,K_y} = 0$$

und bekommt nach kurzer Rechnung hierfür

$$K_{y(L)} = -a + \sqrt{4\,a^2 + 3\left(b\,K + K\,\frac{k\,f}{F}\right)} \quad . \quad (13)$$

Auch hier wieder führt die Spezialisierung mit $a = 0$ und $b = 0$ auf die Formeln (5), während der zu $K_{y(L)}$ gehörige Wert von $K_{x(L)}$ aus der allgemein gültigen Parabelgleichung (9) gefunden wird.

Die Anwendung dieser einfachen Formeln soll sogleich an einem Beispiele gezeigt werden.

Aus den Eiffelschen Untersuchungen eines Nieuport-Tragflächenmodells[1]) folgt für

α	K_x	K_y
$\alpha = 3^0$	$K_x = 0{,}0030$	$K_y = 0{,}023$
6^0	0,0043	0,038
9^0	0,0062	0,045
12^0	0,0086	0,051.

Zur Berechnung von K, a und b aus diesen Wertreihen kann man immer je drei verwenden. So erhält man aus den ersten drei (3^0, 6^0, 9^0) die Zahlen

$$K = 0{,}120 \qquad a = 0{,}0257 \qquad b = 0{,}003.$$

Aus den letzten drei ($\alpha = 6^0$, 9^0, 12^0) dagegen

$$K = 0{,}102 \qquad a = 0{,}0277 \qquad b = 0{,}0033.$$

Für unsere Zwecke genügt eine einfache Ausgleichung dieser Werte, aus der wir dann erhalten

$$K = 0{,}11 \qquad a = 0{,}026 \qquad b = 0{,}003.$$

Für die Größe der schädlichen Fläche f ergeben sich nach den Eiffelschen Veröffentlichungen $^3/_4$ m² für den ausgeführten Eindecker bei einem Tragflächenareal von 14,9 m², also

$$\frac{f}{F} = \frac{1}{20}.$$

Der Koeffizient k für den schädlichen Widerstand werde erstmals mit 0,075 angenommen.

Beide Annahmen sind zunächst ohne Rücksicht darauf gemacht, daß die Änderung der Winkellage des Rumpfes wohl auch das Verhältnis

$$\frac{kf}{F} = 0{,}00375$$

beeinflussen wird. — Wir berechnen nun nach Gl. (11) die Stelle der günstigsten Transportleistung und finden dafür

$$(K_{y0}) \sqrt{0{,}026^2 + 0{,}003 \cdot 0{,}11 + 0{,}11 \cdot 0{,}00375} = 0{,}0376.$$

Nach der Parabelgleichung ist der zugehörige Wert $K_{x0} = 0{,}0042$.

Diesem Widerstandskoeffizienten entspricht ein Anstellwinkel α von nicht ganz 6^0.

Ist das Gewicht des (kleinen) Flugzeuges mit 320 kg, die wirkliche Tragfläche mit 14,9 m² angegeben, so folgt unter Anwendung des von Eiffel angegebenen Vergrößerungsfaktors (10% für Tragflächen normaler Größe) die günstigste Geschwindigkeit:

$$v_0 = \sqrt{\frac{320}{0{,}0376 \cdot 1{,}1 \cdot 14{,}9}} = 22{,}7 \text{ m/sek.}$$

Der Widerstand setzt sich zusammen aus

$$W_x = 36 \text{ kg}, \quad W_x' = 29 \text{ kg},$$

Gesamtwiderstand

$$\min W_{ges} = 65 \text{ kg}.$$

Der nützliche Widerstand ist also hier nicht gleich dem schädlichen, sondern nicht unerheblich größer. Die nötige Leistung ist $L = 19{,}8$ PS.

Für die geringste Gesamtleistung (beste Hubleistung) erhält man aus Gl. (13)

$$K_{yL} = -0{,}026 + \sqrt{4 \cdot 0{,}026^2 + 3 \cdot 0{,}11\,(0{,}003 + 0{,}00375)} = 0{,}0442$$

und

$$K_{xL} = 0{,}0060.$$

[1]) Eiffel a. a. O. S. 107 u. 113.

Diesen Werten entspricht ein Anstellwinkel von etwa

$$\alpha_L \sim 9^0.$$

Man findet mit obigen Daten weiter die Geschwindigkeit

$$v_L = 21 \text{ m/sek.}$$

Die Widerstände sind jetzt $W_x = 43{,}5$ kg, $W_x' = 24{,}6$ kg, $W_{ges} = 68{,}1$ kg, die nötige Leistung 19 PS (kleinster Wert).

Vergleicht man mit diesen Ergebnissen die von Eiffel selbst auf Grund seiner Kurven festgestellten Werte (Fig. 4)[1]),

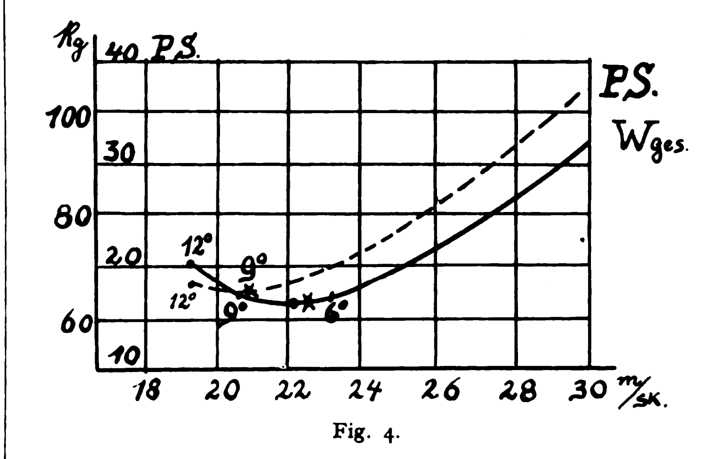


Fig. 4.

so ist die Übereinstimmung als eine recht gute zu bezeichnen. Aus diesen Kurven ergibt sich nämlich

$$v_0 = 22{,}1 \text{ m/sek}, \quad W_{\min\,ges} = 64 \text{ kg bei } \alpha_0 = 7^0$$

und

$$v_L = 21 \text{ m/sek}, \quad \text{Leistung } 17 \text{ PS bei } \alpha_L \sim 9^0.$$

Die wesentlich geringere beobachtete Leistung im letzten Falle gegenüber der Rechnung deutet darauf hin, daß vermutlich die schädlichen Widerstände tatsächlich geringer sind als bei der Rechnung angenommen wurde, daß also die Größen k und f jedenfalls auch von der Stellung des Rumpfes abhängen und hier vielleicht auch ein Minimum haben.

Die übliche Überschlagsrechnung nach Formeln (4) und (5) führt dagegen auf die Werte K (aus $\alpha = 9^0$ berechnet) $= 0{,}326$.

$$\alpha_0 = 5{,}7^0, \quad v_0 = 24{,}6 \text{ m/sek}, \quad W_{ges} = 2\,W_x = 64 \text{ kg},$$
$$\text{Leistung } 21 \text{ PS},$$

$$\alpha_L = 10^0, \quad v_L = 18{,}7 \text{ m/sek}, \quad W_{ges} = 55{,}9 \text{ kg}, \quad W_x' = 18{,}7 \text{ kg},$$
$$W_{ges} = 74{,}6 \text{ kg}, \quad \text{kleinste Leistung } 18{,}6 \text{ PS}.$$

Der Sinn unserer neuen (genaueren) Rechnung ist also der, daß die Unterschiede zwischen günstigster Transport- und Hubleistung geringer werden, diese also näher zusammen liegen, wie dies auch in der Tat der Fall zu sein scheint.

Man könnte gegen die hier durchgeführte Betrachtung zunächst den Einwand erheben, daß die Ersatzparabeln offenbar immer größere Abstände der eingetragenen Punkte für die (Parameter-)Winkel (α für 0^0, 1^0, 2^0 bis 10^0) ergeben, während nach den Versuchen im Gegenteile diese Winkelpunkte immer näher rücken (z. B. die Punkte für $\alpha = 10^0$ bis 15^0 und 4^0 bis 6^0 sind etwa gleich entfernt Fig. 3). Natürlich liegt der Grund für diese Abweichung darin, daß eben in Wirklichkeit das parabolische Gesetz zwischen K_y und K_x nicht stimmt, sondern ein viel verwickelteres. Es hat aber gar keinen Sinn, nach solchen Gesetzen zu suchen, weil die Rechnung dadurch jedenfalls ganz erheblich verwickelter und undurchsichtiger würde und damit der angestrebte Zweck, eine einfache Näherungsrechnung an Stelle der Benutzung von Versuchskurven aufzustellen, vereitelt würde, ganz abgesehen davon, daß die hier hervorgehobene Unstimmigkeit tatsächlich erst bei größeren Anstellwinkeln (über 10^0) Bedeutung zu gewinnen beginnt.

[1]) Eiffel a. a. O. S. 114, Fig. 60.

Ein anderer Einwand ist der folgende:

Bisher war stillschweigend angenommen worden, es handle sich um Eindecker mit nur einer Haupttragfläche oder um Doppeldecker mit gleichartigen und unter gleichen Winkeln gestellten Flächen, bei denen man der gegenseitigen Beeinflussung der Tragdecken etwa dadurch Rechnung tragen konnte, daß nur ein bestimmter Prozentsatz der Gesamttragfläche als F in Rechnung gezogen wurde. Wird aber, wie z. B. nach den Vorschlägen von A. Betz[1]) die eine der beiden Tragflächen unter anderem Anstellwinkel angesetzt oder handelt es sich überhaupt um Tragflächen verschiedenen Charakters und im allgemeinen verschiedenen Anstellwinkeln, so gelten die bisherigen Rechnungen natürlich nicht mehr.

Ein Fall dieser Art liegt z. B. bei dem Drzewieckischen Staffeleindecker[2]) vor, es müssen aber auch Apparate mit großen tragenden Steuer- und Stabilisierungsflächen hierher gerechnet werden.

Eine Rechnung, wie sie im vorhergehenden hier durchgeführt wurde, ist allerdings auch dann möglich, indessen werden wiederum die Verhältnisse viel zu verwickelt, um eine rechnerische Näherungslösung zweckmäßig erscheinen zu lassen. Auch müßte dann mit etwa derselben Berechtigung die Veränderlichkeit der äquivalenten schädlichen Fläche f bzw. der Größe $\frac{fk}{F}$ mit veränderter Winkellage des Rumpfes zur Bewegungsrichtung berücksichtigt werden.

Immerhin wird auch in solchen Fällen die hier entwickelte einfache Methode einigen Wert besitzen, wenn es sich z. B. darum handelt rasche Überschlagsrechnungen für ein gegebenes ausgeführtes Flugzeug durchzuführen.

Es genügt dazu, auch in dem zuletzt erwähnten Fall eines ungleichen Doppeldeckers, für das ganze Flugzeug eine äquivalente Polarkurve in Form einer Parabel aufzustellen, wozu es prinzipiell genügt, drei Punkte derselben und die Achsenrichtung zu kennen.

Es ist nun im allgemeinen nicht leicht, umfangreiche Flügelversuche nach Art der Eiffelschen durchzuführen, dagegen wird es manchmal möglich sein, aus Gleitversuchen mit fertigen Flugzeugen bei verschiedenen Anstell- (und Gleit-)winkeln wichtige Daten für das betreffende Flugzeug zu bekommen. Man erhält nämlich leicht aus jedem Gleitflug, bei dem es möglich ist, Gleitwinkel β (und Anstellwinkel α) und Gleitgeschwindigkeit zu messen, bei bekanntem Flugzeuggewicht G und Tragflächengröße F, die zu α gehörigen K_y-Werte für diesen Tragflächentyp (genauer gesagt um etwa 10% größere Werte) und durch die bekannte Beziehung zwischen Gleitwinkel β und K_x, K_y (Fig. 5) die Lage eines Kurvenpunktes der Polarkurve. Hat man nun durch drei verschiedene Versuche drei solche Punkte gefunden, so ist dadurch die Ersatzparabel bestimmt und damit auch die Lage ihres Scheitels. Man findet dann die Größen a und K (Parameter) leicht, während die Größe b nicht allein für sich gefunden werden kann, sondern nur $b + \frac{kf}{F}$ als Abstand des Scheitels von der nach links verschobenen Ordinatenachse (Fig. 5). Indessen genügt diese Angabe vollständig zur Untersuchung der günstigsten Fälle, da ja nach den Gleichungen (11) und (13) immer nur die Größe $\left(b + \frac{kf}{F}\right)$ zusammen vorkommt.

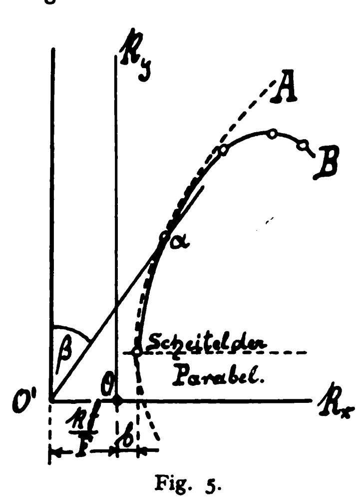


Fig. 5.

Ist es also möglich, einwandfreie Gleitversuche der bezeichneten Art durchzuführen (wozu sich die sog. fliegenden Laboratorien[1]), aber unter günstigen Umständen auch schon einfachere Vorrichtungen verwenden lassen), so ergibt sich daraus ein gutes Mittel zur Überprüfung der hier niedergelegten Rechnungen durch den Versuch im großen.

[1]) Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt 1913.
[2]) Zeitschr. des Ver. deutscher Ing. 1913, S. 86.

Zusammenfassung.

Ausgehend von Versuchswerten über Auftrieb und Widerstand von Tragflächen wird eine rechnerisch leicht zu ermittelnde Parabel an Stelle des sog. Eiffelschen Polardiagrammes eingeführt und damit die entsprechenden Daten für günstigste Transportleistung (kleinsten Widerstand) und beste Hubleistung (geringste Gesamtleistung) durch einfache Rechnung ermittelt. Zahlenbeispiel.

Leistungsfähigkeit und Einteilung der Flugzeuge.

Von Friedrich Rau, Berlin.

(Fortsetzung und Schluß.)

Will man das Flugzeug Nr. 44 verbessern, d. h. seine Leistungsfähigkeit steigern, so kann man es z. B. auf die Art tun, daß man die schädlichen Widerstände verringert, indem man dem Rumpf eine schlankere Form gibt, entbehrliche Streben, Spannstangen u. dgl. fortläßt oder das Fahrgestell vereinfacht. Dazu sei bemerkt, daß die sog. Torpedoform des Rumpfes — gleichen Widerstand vorausgesetzt — weniger vorteilhaft ist als die Bootform, und zwar darum, weil die Brust des bootförmigen Rumpfes einen zusätzlichen Auftrieb erzeugt, was bei dem torpedoförmigen Körper ausgeschlossen ist. Dieser vorteilhafte Einfluß gewinnt mit zunehmender Geschwindigkeit und abnehmender Flügelgröße an Bedeutung. Bei der Stabilitätsberechnung muß der zusätzliche Auftrieb mitbeachtet werden.

Unter der Annahme, daß es gelungen ist, die Rumpfwiderstandsziffer w von 0,015 auf 0,01 herabzudrücken, ist der Arbeitsplan für das verbesserte Flugzeug Nr. 44 gleichfalls in die Zahlentafel 10 eingetragen. In Fig. 6 sind die entsprechenden Kurven gestrichelt eingezeichnet. Es zeigt sich, wenn alle sonstigen Umstände gleich bleiben, daß $V_{max} - V_{min} = 144 - 72 = 72$ km/Std., also günstiger als zuvor, ist. Der Reserveauftrieb wächst auf

$$\frac{1000 - 860}{1000} \cdot 100 = 14\%$$

und steigert die erreichbare Höhe auf $\sim$ 4300 m. Sie kann, unter Vernachlässigung der Entlastung durch Benzinverbrauch, in

$$\frac{4{,}3 \cdot 60}{144 \cdot 0{,}5 \cdot \operatorname{tg} 3{,}5^0} = 60 \text{ Min.}$$

erklommen werden.

Eine andere Art, das Flugzeug Nr. 44 sowie jedes andere zu verbessern, ist die, daß man sein Eigengewicht vermindert. Eine dritte Art ist die, daß man beides, den schädlichen Widerstand und das Eigengewicht, vermindert. Wie und in welchem Maße sich die Leistungsfähigkeiten dabei verändern, ist nach dem vorher Gesagten aus dem Arbeitsbild ohne Schwierigkeit abzulesen. Schließlich kommt auch eine Verbesserung des Propellerwirkungsgrades der Leistungsfähigkeit der Flugmaschine zugute.

Der Reserveauftrieb, die Differenz zwischen Hubvermögen und Belastung, die überschüssige Hubkraft ist nach den vorausgegangenen Ausführungen von hervorragender Bedeutung für die Leistungsfähigkeit. Ein Flugzeug ohne Reserveauftrieb ist flugunfähig. Ein zu knapp bemessener Reserveauftrieb beeinträchtigt die Steuer- und Manövrierfähigkeit. Da dieser Übelstand mit Gefahren verknüpft sein kann, besonders dann, wenn man die Flugmaschine in den öffentlichen Verkehr einstellt, so scheint es geboten,

[1]) Vgl. hierzu die Veröffentlichung von Dr. Hoff im Jahrbuch der Wissensch. Gesellschaft für Flugtechnik 1912.



rechtzeitig vorzubeugen. Man könnte die erforderliche Sicherheit am einfachsten dadurch erzwingen, daß man für den Reserveauftrieb ein Mindestmaß von etwa 5 % vorschreibt, daß man an der Belastungsgrenze

$$G_{max} \leqq 0{,}95 \cdot A_{max} \quad \ldots \ldots \quad (25)$$

unbedingt festhält. Sie liegt durchaus im Rahmen der Billigkeit, da die beste Ausnutzung der Motorleistung (ε_{max}) bei einer geringeren Belastung ($G_{op} = \sim 0{,}9\, A_{max}$) stattfindet. Zu dem Zweck muß man die Tragfähigkeitsgrenze entweder rechnerisch oder durch Ausprobieren auf dem Flugplatz feststellen. Letzterenfalls muß man bei den Steigversuchen die Last allmählich vergrößern, solange, bis die Steigfähigkeit, nicht die Sprungfähigkeit, aufhört; dann ist die gesuchte Grenze gefunden. Zu demselben Ziel kann man auch durch Höhenflugversuche gelangen, die man an Hand der Gl. (24) anstellt. Für die Nutzanwendung muß A_{max} und E oder G_{max} an geeigneter Stelle der Flugmaschine deutlich vermerkt werden, ähnlich so, wie es bei anderen Fahrzeugen schon längst gebräuchlich ist.

Eine solche verkehrspolizeiliche Sicherheitsverordnung dürfte den Luftreisenden und den zukünftigen Luftkutschern, die technisch weniger gut vorgebildet sein werden, willkommen sein. Sie gäbe dem Flieger ein bequemes Mittel an die Hand, die Größe der zulässigen mobilen Last aus der einfachen Formel

$$0{,}95 \cdot A_{max} - E = G_{max} - E = Q + B$$

auszurechnen. Welcher Teil davon auf die Betriebsstoffe entfällt, entscheidet die in Aussicht genommene Flugstrecke oder die zu verladende Nutzlast. Infolgedessen wird es sich kaum umgehen lassen, die Flugdroschkenhalteplätze mit Dezimalwagen auszurüsten.

Zahlentafel 11.

Geschwindigkeitsrekorde.

a	Garaix auf Schmitt-Doppeldecker am 10. 6. 14, laut »Motorwagen« 1914, S. 465				Prevost auf Deperdussin-Eindecker mit 160 PS-Gnomemotor im Gordon-Bennet-Wettfliegen 1913, laut »Z. f. F. u. M. 1913. S. 262.	
	mit 4 Fluggästen		mit 5 Fluggästen			
	t	V	t	V	t	V
km	Min. : Sek.	km/Std.	Min. : Sek.	km/Std.	Min. : Sek.	km/Std.
10	5 : 27	110	5 : 32	108	2 : 57	203
20	11 : 00	109	11 : 05	108	5 : 54	203
30	16 : 32	109	16 : 40	108	8 : 52	203
40	22 : 02	109	22 : 02	109	11 : 50	203
50	27 : 33	109	27 : 47	108	14 : 48	203
100	55 : 13	109	56 : 20	107	29 : 40	202
150	—	—	84 : 11	107	44 : 38	202
200	—	—	—	—	59 : 46	201

Eine Belastungsänderung von einigen Prozenten hat auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges mit genügendem Reserveauftrieb wenig Einfluß. Das ist aus den Fig. 3 und 6 zu ersehen. Auch die Praxis bestätigt diese Erkenntnis, was aus der Zahlentafel 11 erhellt, in der genau gemessene Zeiten und Weglängen zusammengestellt sind. Dabei wird die Belastungsänderung durch den Brennstoffverbrauch herbeigeführt. Die Geschwindigkeit bleibt immer nahezu konstant, sogar während des 200 km-Fluges, obgleich der 160 PS-Gnome-Motor schließlich eine Gewichtsverminderung von $0{,}45 \cdot 160 \cdot 1{,}0 = 72$ kg bewirkt. Die Entlastung hätte theoretisch den Flug um eine Wenigkeit beschleunigen müssen. Da in Wirklichkeit das Gegenteil eingetreten ist, so ist daraus zu schließen, daß der Flieger infolge allmählicher Abspannung zum Schluß nicht ganz so sorgfältig gesteuert hat als zu Anfang. Vielleicht beruht die Erscheinung auch darauf, daß die Leistung des Umlaufmotors nach längerem Gebrauch ein wenig nachläßt. Jedenfalls ist der Geschwindigkeitsunterschied zwischen Anfang und Ende verschwindend.

Anders verhält sich die Sache bei Dauerflügen, also dann, wenn der Benzinverbrauch im Verhältnis zum Gesamtgewicht sehr erheblich ist, z. B. bei den Flugmaschinen auf Zahlentafel 6. Bei ihnen ist G_a aus Gl. (17) und V_a aus Gl. (15) für a_{op} berechnet. Nach Erschöpfung des Brennstoffvorrats ist die Fluglast auf $G_e = E + Q$ zusammengeschrumpft. Um zu erfahren, wie groß der Stellwinkel α_e sein muß, damit G_e wagerecht fliegt, bringen wir die Gl. (17) in folgende Form

$$\frac{G_e^3}{313 \cdot F \cdot N^2} = \frac{\zeta_A^3}{(\zeta w + w)^2} \quad \ldots \ldots \quad (26)$$

und rechnen die rechte Seite der Gleichung für die hauptsächlich in Betracht kommenden Winkel und Widerstandsziffern aus. Diese Werte sind in der Zahlentafel 12 zusammengestellt und in Fig. 7 bildlich dargestellt. Mit ihrer Hilfe kann man α_e sehr schnell auffinden und das zugehörige V_e aus Gl. (15) ausrechnen. Alsdann ist die Durchschnittsgeschwindigkeit für die ganze Flugstrecke mit hinreichender Genauigkeit

$$V = 0{,}5 \cdot (V_a + V_e).$$

Zahlentafel 12.

Werte von $\frac{\zeta_A^3}{(\zeta w + w)^2}$ zur Bestimmung von α_e aus Gl. (26).

α_e	$w =$ 0,01	0,015	0,02
1°	0,378	0,174	0,100
1,5°	1,078	0,524	0,309
2°	2,192	1,115	0,673
2,5°	3,390	1,837	1,150
3°	4,755	2,716	1,754
3,5°	5,811	3,523	2,362
4°	6,883	4,380	3,030
4,5°	—	5,040	3,605
5°	—	5,704	4,196
5,5°	—	—	4,637
6°	—	—	5,079

Aus der Menge der verladenen Betriebsstoffe ergibt sich die ungefähre Flugdauer

$$t = \frac{B}{0{,}25 \cdot N} = 4 \cdot \frac{B}{N}$$

sowie die weiteste Entfernung des Landungsplatzes vom Abflugsort

$$a = V \cdot t.$$

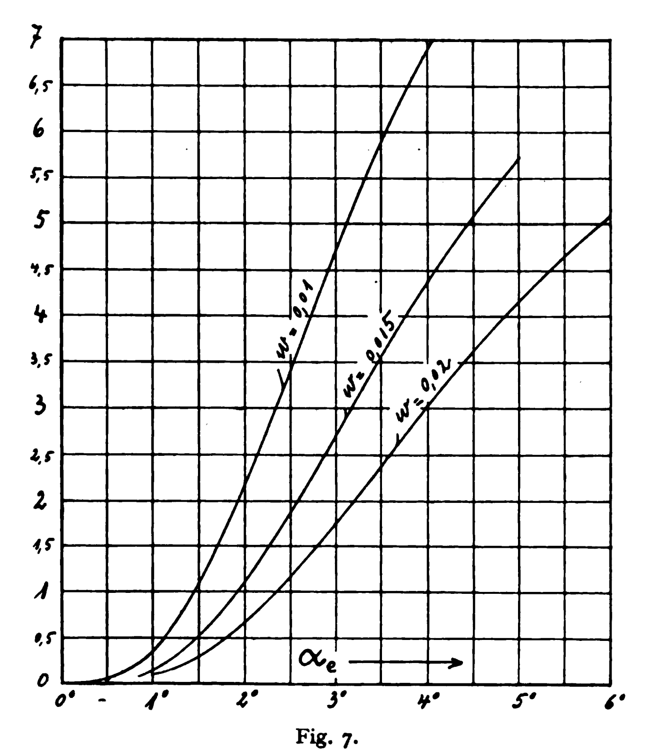


Fig. 7.

Darstellung der Werte von $\frac{\zeta_A^3}{(\zeta w + w)^2}$ zur Bestimmung von α_e aus Gl. (26).

Ein anderer Einwand ist der folgende:

Bisher war stillschweigend angenommen worden, es handle sich um Eindecker mit nur einer Haupttragfläche oder um Doppeldecker mit gleichartigen und unter gleichen Winkeln gestellten Flächen, bei denen man der gegenseitigen Beeinflussung der Tragdecken etwa dadurch Rechnung tragen konnte, daß nur ein bestimmter Prozentsatz der Gesamttragfläche als F in Rechnung gezogen wurde. Wird aber, wie z. B. nach den Vorschlägen von A. Betz[1]) die eine der beiden Tragflächen unter anderem Anstellwinkel angesetzt oder handelt es sich überhaupt um Tragflächen verschiedenen Charakters und im allgemeinen verschiedenen Anstellwinkeln, so gelten die bisherigen Rechnungen natürlich nicht mehr.

Ein Fall dieser Art liegt z. B. bei dem Drzewieckischen Staffeleindecker[2]) vor, es müssen aber auch Apparate mit großen tragenden Steuer- und Stabilisierungsflächen hierher gerechnet werden.

Eine Rechnung, wie sie im vorhergehenden hier durchgeführt wurde, ist allerdings auch dann möglich, indessen werden wiederum die Verhältnisse viel zu verwickelt, um eine rechnerische Näherungslösung zweckmäßig erscheinen zu lassen. Auch müßte dann mit etwa derselben Berechtigung die Veränderlichkeit der äquivalenten schädlichen Fläche f bzw. der Größe $\frac{f\,k}{F}$ mit veränderter Winkellage des Rumpfes zur Bewegungsrichtung berücksichtigt werden.

Immerhin wird auch in solchen Fällen die hier entwickelte einfache Methode einigen Wert besitzen, wenn es sich z. B. darum handelt rasche Überschlagsrechnungen für ein gegebenes ausgeführtes Flugzeug durchzuführen.

Es genügt dazu, auch in dem zuletzt erwähnten Fall eines ungleichen Doppeldeckers, für das ganze Flugzeug eine äquivalente Polarkurve in Form einer Parabel aufzustellen, wozu es prinzipiell genügt, drei Punkte derselben und die Achsenrichtung zu kennen.

Es ist nun im allgemeinen nicht leicht, umfangreiche Flügelversuche nach Art der Eiffelschen durchzuführen, dagegen wird es manchmal möglich sein, aus Gleitversuchen mit fertigen Flugzeugen bei verschiedenen Anstell- (und Gleit-)winkeln wichtige Daten für das betreffende Flugzeug zu bekommen. Man erhält nämlich leicht aus jedem Gleitflug, bei dem es möglich ist, Gleitwinkel β (und Anstellwinkel α) und Gleitgeschwindigkeit zu messen, bei bekanntem Flugzeuggewicht G und Tragflächengröße F, die zu α gehörigen K_y-Werte für diesen Tragflächentyp (genauer gesagt um etwa 10% größere Werte) und durch die bekannte Beziehung zwischen Gleitwinkel β und K_x, K_y (Fig. 5) die Lage eines Kurvenpunktes der Polarkurve. Hat man nun durch drei verschiedene Versuche drei solche Punkte gefunden, so ist dadurch die Ersatzparabel bestimmt und damit auch die Lage ihres Scheitels. Man findet dann die Größen a und K (Parameter) leicht, während die Größe b nicht allein für sich gefunden werden kann, sondern nur $b + \frac{k\,f}{F}$ als Abstand des Scheitels von der nach links verschobenen Ordinatenachse (Fig. 5). Indessen genügt diese Angabe vollständig zur Untersuchung der günstigsten Fälle, da ja nach den Gleichungen (11) und (13) immer nur die Größe $\left(b + \frac{k\,f}{F}\right)$ zusammen vorkommt.

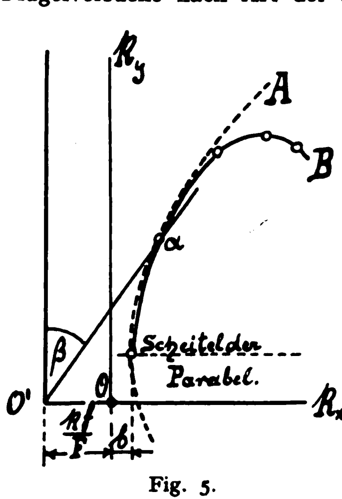


Fig. 5.

Ist es also möglich, einwandfreie Gleitversuche der bezeichneten Art durchzuführen (wozu sich die sog. fliegenden Laboratorien[1]), aber unter günstigen Umständen auch schon einfachere Vorrichtungen verwenden lassen), so ergibt sich daraus ein gutes Mittel zur Überprüfung der hier niedergelegten Rechnungen durch den Versuch im großen.

Zusammenfassung.

Ausgehend von Versuchswerten über Auftrieb und Widerstand von Tragflächen wird eine rechnerisch leicht zu ermittelnde Parabel an Stelle des sog. Eiffelschen Polardiagrammes eingeführt und damit die entsprechenden Daten für günstigste Transportleistung (kleinsten Widerstand) und beste Hubleistung (geringste Gesamtleistung) durch einfache Rechnung ermittelt. Zahlenbeispiel.

[1]) Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt 1913.
[2]) Zeitschr. des Ver. deutscher Ing. 1913, S. 86.

[1]) Vgl. hierzu die Veröffentlichung von Dr. Hoff im Jahrbuch der Wissensch. Gesellschaft für Flugtechnik 1912.

Leistungsfähigkeit und Einteilung der Flugzeuge.

Von Friedrich Rau, Berlin.

(Fortsetzung und Schluß.)

Will man das Flugzeug Nr. 44 verbessern, d. h. seine Leistungsfähigkeit steigern, so kann man es z. B. auf die Art tun, daß man die schädlichen Widerstände verringert, indem man dem Rumpf eine schlankere Form gibt, entbehrliche Streben, Spannstangen u. dgl. fortläßt oder das Fahrgestell vereinfacht. Dazu sei bemerkt, daß die sog. Torpedoform des Rumpfes — gleichen Widerstand vorausgesetzt — weniger vorteilhaft ist als die Bootform, und zwar darum, weil die Brust des bootförmigen Rumpfes einen zusätzlichen Auftrieb erzeugt, was bei dem torpedoförmigen Körper ausgeschlossen ist. Dieser vorteilhafte Einfluß gewinnt mit zunehmender Geschwindigkeit und abnehmender Flügelgröße an Bedeutung. Bei der Stabilitätsberechnung muß der zusätzliche Auftrieb mitbeachtet werden.

Unter der Annahme, daß es gelungen ist, die Rumpfwiderstandsziffer w von 0,015 auf 0,01 herabzudrücken, ist der Arbeitsplan für das verbesserte Flugzeug Nr. 44 gleichfalls in die Zahlentafel 10 eingetragen. In Fig. 6 sind die entsprechenden Kurven gestrichelt eingezeichnet. Es zeigt sich, wenn alle sonstigen Umstände gleich bleiben, daß $V_{max} - V_{min} = 144 - 72 = 72$ km/Std., also günstiger als zuvor, ist. Der Reserveauftrieb wächst auf

$$\frac{1000 - 860}{1000} \cdot 100 = 14\%$$

und steigert die erreichbare Höhe auf $\sim$ 4300 m. Sie kann, unter Vernachlässigung der Entlastung durch Benzinverbrauch, in

$$\frac{4{,}3 \cdot 60}{144 \cdot 0{,}5 \cdot \operatorname{tg} 3{,}5^0} = 60 \text{ Min.}$$

erklommen werden.

Eine andere Art, das Flugzeug Nr. 44 sowie jedes andere zu verbessern, ist die, daß man sein Eigengewicht vermindert. Eine dritte Art ist die, daß man beides, den schädlichen Widerstand und das Eigengewicht, vermindert. Wie und in welchem Maße sich die Leistungsfähigkeiten dabei verändern, ist nach dem vorher Gesagten aus dem Arbeitsbild ohne Schwierigkeit abzulesen. Schließlich kommt auch eine Verbesserung des Propellerwirkungsgrades der Leistungsfähigkeit der Flugmaschine zugute.

Der Reserveauftrieb, die Differenz zwischen Hubvermögen und Belastung, die überschüssige Hubkraft ist nach den vorausgegangenen Ausführungen von hervorragender Bedeutung für die Leistungsfähigkeit. Ein Flugzeug ohne Reserveauftrieb ist flugunfähig. Ein zu knapp bemessener Reserveauftrieb beeinträchtigt die Steuer- und Manövrierfähigkeit. Da dieser Übelstand mit Gefahren verknüpft sein kann, besonders dann, wenn man die Flugmaschine in den öffentlichen Verkehr einstellt, so scheint es geboten,



rechtzeitig vorzubeugen. Man könnte die erforderliche Sicherheit am einfachsten dadurch erzwingen, daß man für den Reserveauftrieb ein Mindestmaß von etwa 5 % vorschreibt, daß man an der Belastungsgrenze

$$G_{max} \leqq 0{,}95 \cdot A_{max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

unbedingt festhält. Sie liegt durchaus im Rahmen der Billigkeit, da die beste Ausnutzung der Motorleistung (ε_{max}) bei einer geringeren Belastung ($G_{op} = \sim 0{,}9\,A_{max}$) stattfindet. Zu dem Zweck muß man die Tragfähigkeitsgrenze entweder rechnerisch oder durch Ausprobieren auf dem Flugplatz feststellen. Letzterenfalls muß man bei den Steigversuchen die Last allmählich vergrößern, solange, bis die Steigfähigkeit, nicht die Sprungfähigkeit, aufhört; dann ist die gesuchte Grenze gefunden. Zu demselben Ziel kann man auch durch Höhenflugversuche gelangen, die man an Hand der Gl. (24) anstellt. Für die Nutzanwendung muß A_{max} und E oder G_{max} an geeigneter Stelle der Flugmaschine deutlich vermerkt werden, ähnlich so, wie es bei anderen Fahrzeugen schon längst gebräuchlich ist.

Eine solche verkehrspolizeiliche Sicherheitsverordnung dürfte den Luftreisenden und den zukünftigen Luftkutschern, die technisch weniger gut vorgebildet sein werden, willkommen sein. Sie gäbe dem Flieger ein bequemes Mittel an die Hand, die Größe der zulässigen mobilen Last aus der einfachen Formel

$$0{,}95 \cdot A_{max} - E = G_{max} - E = Q + B$$

auszurechnen. Welcher Teil davon auf die Betriebsstoffe entfällt, entscheidet die in Aussicht genommene Flugstrecke oder die zu verladende Nutzlast. Infolgedessen wird es sich kaum umgehen lassen, die Flugdroschkenhalteplätze mit Dezimalwagen auszurüsten.

Zahlentafel 11.

Geschwindigkeitsrekorde.

a	Garaix auf Schmitt-Doppeldecker am 10. 6. 14, laut »Motorwagen« 1914, S. 465				Prevost auf Deperdussin-Eindecker mit 160 PS-Gnomemotor im Gordon-Bennet-Wettfliegen 1913, laut »Z. f. F. u. M. 1913, S. 262.	
	mit 4 Fluggästen		mit 5 Fluggästen			
	t	V	t	V	t	V
km	Min. : Sek.	km/Std.	Min. : Sek.	km/Std.	Min. : Sek.	km/Std.
10	5 : 27	110	5 : 32	108	2 : 57	203
20	11 : 00	109	11 : 05	108	5 : 54	203
30	16 : 32	109	16 : 40	108	8 : 52	203
40	22 : 02	109	22 : 02	109	11 : 50	203
50	27 : 33	109	27 : 47	108	14 : 48	203
100	55 : 13	109	56 : 20	107	29 : 40	202
150	—	—	84 : 11	107	44 : 38	202
200	—	—	—	—	59 : 46	201

Eine Belastungsänderung von einigen Prozenten hat auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges mit genügendem Reserveauftrieb wenig Einfluß. Das ist aus den Fig. 3 und 6 zu ersehen. Auch die Praxis bestätigt diese Erkenntnis, was aus der Zahlentafel 11 erhellt, in der genau gemessene Zeiten und Weglängen zusammengestellt sind. Dabei wird die Belastungsänderung durch den Brennstoffverbrauch herbeigeführt. Die Geschwindigkeit bleibt immer nahezu konstant, sogar während des 200 km-Fluges, obgleich der 160 PS-Gnome-Motor schließlich eine Gewichtsverminderung von $0{,}45 \cdot 160 \cdot 1{,}0 = 72$ kg bewirkt. Die Entlastung hätte theoretisch den Flug um eine Wenigkeit beschleunigen müssen. Da in Wirklichkeit das Gegenteil eingetreten ist, so ist daraus zu schließen, daß der Flieger infolge allmählicher Abspannung zum Schluß nicht ganz so sorgfältig gesteuert hat als zu Anfang. Vielleicht beruht die Erscheinung auch darauf, daß die Leistung des Umlaufmotors nach längerem Gebrauch ein wenig nachläßt. Jedenfalls ist der Geschwindigkeitsunterschied zwischen Anfang und Ende verschwindend.

Anders verhält sich die Sache bei Dauerflügen, also dann, wenn der Benzinverbrauch im Verhältnis zum Gesamtgewicht sehr erheblich ist, z. B. bei den Flugmaschinen auf Zahlentafel 6. Bei ihnen ist G_a aus Gl. (17) und V_a aus Gl. (15) für α_{op} berechnet. Nach Erschöpfung des Brennstoffvorrats ist die Fluglast auf $G_e = E + Q$ zusammengeschrumpft. Um zu erfahren, wie groß der Stellwinkel α_e sein muß, damit G_e wagerecht fliegt, bringen wir die Gl. (17) in folgende Form

$$\frac{G_e^3}{313 \cdot F \cdot N^2} = \frac{\zeta_A^3}{(\zeta w + w)^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (26)$$

und rechnen die rechte Seite der Gleichung für die hauptsächlich in Betracht kommenden Winkel und Widerstandsziffern aus. Diese Werte sind in der Zahlentafel 12 zusammengestellt und in Fig. 7 bildlich dargestellt. Mit ihrer Hilfe kann man α_e sehr schnell auffinden und das zugehörige V_e aus Gl. (15) ausrechnen. Alsdann ist die Durchschnittsgeschwindigkeit für die ganze Flugstrecke mit hinreichender Genauigkeit

$$V = 0{,}5 \cdot (V_a + V_e).$$

Zahlentafel 12.

Werte von $\frac{\zeta_A^3}{(\zeta w + w)^2}$ zur Bestimmung von α_e aus Gl. (26).

α_e	$w =$ 0,01	0,015	0,02
1°	0,378	0,174	0,100
1,5°	1,078	0,524	0,309
2°	2,192	1,115	0,673
2,5°	3,390	1,837	1,150
3°	4,755	2,716	1,754
3,5°	5,811	3,523	2,362
4°	6,883	4,380	3,030
4,5°	—	5,040	3,605
5°	—	5,704	4,196
5,5°	—	—	4,637
6°	—	—	5,079

Aus der Menge der verladenen Betriebsstoffe ergibt sich die ungefähre Flugdauer

$$t = \frac{B}{0{,}25 \cdot N} = 4 \cdot \frac{B}{N}$$

sowie die weiteste Entfernung des Landungsplatzes vom Abflugsort

$$a = V \cdot t.$$

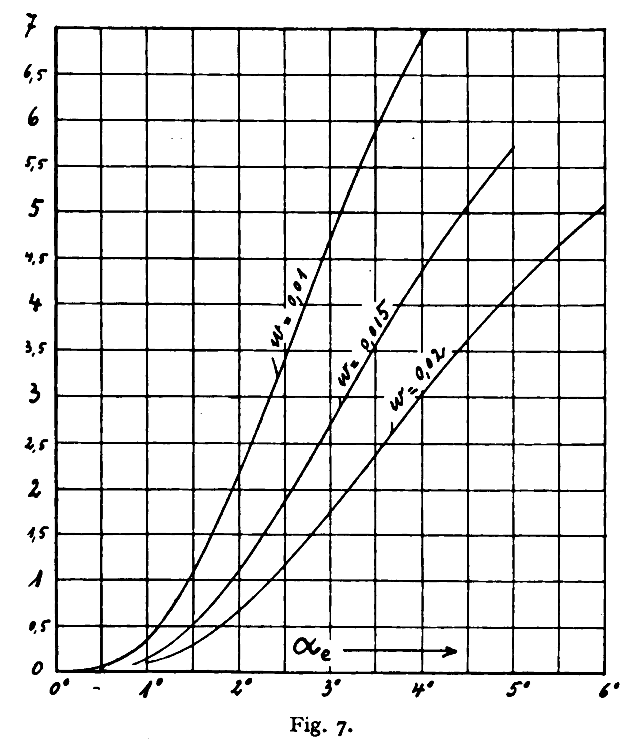


Fig. 7.

Darstellung der Werte von $\frac{\zeta_A^3}{(\zeta w + w)^2}$ zur Bestimmung von α_e aus Gl. (26).

Der Vergleich von V_a mit V_e zeigt, daß der Unterschied recht beachtenswert ist und auf die Flugweite einen günstigen Einfluß ausübt.

Zum Studium der Einzelvorgänge sei das Dauerflugzeug Nr. 57 herausgegriffen, für dessen Fähigkeiten nachstehende Angaben maßgebend sind:

$$N = 150 \text{ PS}\,; \quad F = 86 \text{ m}^2; \quad w = 0{,}01\,; \quad \psi \cdot f = 0{,}86 \text{ m}^2;$$

$$\eta = {}^2/_3; \quad \frac{\gamma}{g} = {}^1/_8.$$

Wir stellen den Arbeitsplan für die Stellwinkel $0^0 \leqq \alpha \leqq 12^0$ auf und berechnen zu dem Zweck A und V wieder aus den Gl. (17) und (15). Die gefundenen Werte gelten für den wagerechten Flug in geringer Höhe, in einem Abstand von etwa 100 m vom Erdboden. Wir tragen die Werte in die Zahlentafel 13 ein und finden sie in Übereinstimmung mit den früher ermittelten Werten der Zahlentafel 6.

Weil wir früher erfahren haben, daß die Luftdichte einen merklichen Einfluß auf den Arbeitszustand hat, darum ist es wünschenswert, die Maschine auf ihrem Höhenflug zu verfolgen, um das Wesen der Veränderung kennen zu lernen. Wir nehmen deswegen an, daß das Flugzeug Nr. 57 ungefähr eine Stunde lang so steil wie möglich ansteigt. Dabei verbraucht es $0{,}25 \cdot 150 \cdot 1{,}0 = 38$ kg Betriebsstoff und verringert dadurch sein anfängliches Gewicht auf $1612 - 38 = 1574$ kg. Der Belastungsgrad von

$$\frac{1574}{1755} = 0{,}90$$

gestattet es dem Flugzeug, bis auf rd. 3000 m emporzusteigen und diese Höhe in

$$\frac{3{,}0 \cdot 60}{118 \cdot 0{,}5 \cdot \text{tg}\, 3^0} = \backsim 60 \text{ Min.,}$$

d. h. in der richtig abgeschätzten Zeit, zu erreichen. In dieser Höhe soll nun der Flug wagerecht fortgesetzt werden. Als Schriftkennzeichen erhalten Auftrieb und Geschwindigkeit des Höhenfluges den Zeiger h. Es wird nach Gl. (16)

$$A_h = A \cdot \sqrt[3]{\frac{\gamma_h}{\gamma}} = A \cdot \sqrt[3]{\frac{0{,}90}{1{,}225}}$$

und nach Gl. (14), wenn allemal $\alpha_h = \alpha$ gesetzt wird,

$$V_h = V \cdot \sqrt[3]{\frac{\gamma}{\gamma_h}} = V \cdot \sqrt[3]{\frac{1{,}225}{0{,}90}}.$$

Zahlentafel 13.

Dauerflugzeug Nr. 57 in verschiedenen Höhenlagen.

$N = 150$ PS; $F = 86$ m²; $w = 0{,}01$; $\eta = \frac{2}{3}$.

α	Flug in $\backsim$ 100 m Höhe $\gamma = 1{,}225$ kg/m³			Flug in $\backsim$ 3000 m Höhe $\gamma = 0{,}90$ kg/m³		
	A kg	V km/Std.	$\frac{A \cdot V}{N}$	A_h kg	V_h km/Std.	$\frac{A_h \cdot V_h}{N}$
0°	—	148	—	—	164	—
1°	612	145	592	552	161	592
2°	1101	138	1013	993	153	1013
3°	1425	128	1216	1286	142	1217
4°	1612	118	1268	1454	131	1270
5°	1709	109	1242	1542	121	1244
6°	1748	101	1177	1577	112	1177
7°	1755	94	1100	1584	104	1098
8°	1743	87	1011	1573	97	1017
9°	1719	82	940	1551	91	941
10°	1690	78	879	1525	86	874
11°	1658	74	818	1496	82	818
12°	1624	70	758	1465	78	762

Die so gefundenen Werte sind gleichfalls in die Zahlentafel 13 eingetragen. Um die mangehafte Übersichtlichkeit der Zahlenreihen zu verbessern, ist die Fig. 8 gezeichnet. Sie bestätigt die Tatsache, daß für einen bestimmten Stellwinkel die Tragfähigkeit in den oberen Luftschichten kleiner, die Geschwindigkeit größer ist als dicht über dem Erdboden. Beim Bodenflug verläuft die A-Linie von I nach II, die V-Linie gleichzeitig von III nach IV. Beim Höhenflug verläuft die A_h-Linie von I über V nach VI, die V_h-Linie in derselben Zeit von III über VII nach VIII. Dabei gelten die Linien I bis V und III bis VII für den Anstieg des Flugzeuges bis zu der 3 km-Grenze. Während des Anstieges, also während der ersten Stunde, bleibt der Stellwinkel $\alpha = 7^0 =$ konst. Der Einfallwinkel des Luftstromes, der anfangs 4^0 beträgt, vergrößert sich langsam und eigenmächtig, entsprechend dem Erfordernis der abnehmenden Luftdichte und ihrem geringeren Tragvermögen. Demzufolge nimmt der Steigwinkel,

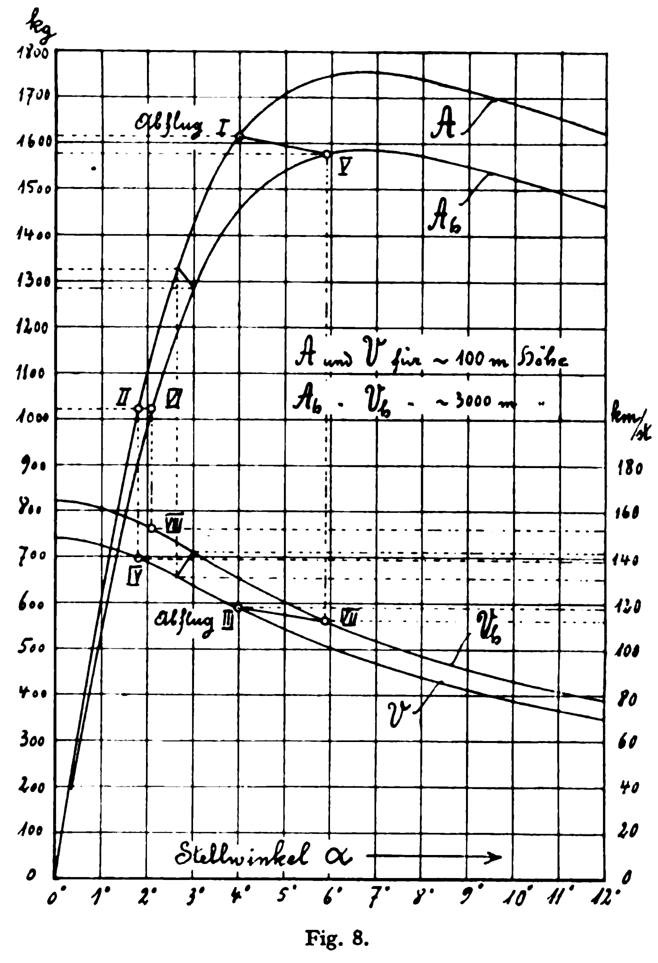


Fig. 8.

Flugzeug Nr. 57 in verschiedenen Höhenlagen.

der beim Abflug $7^0 - 4^0 = 3^0$ beträgt, mit zunehmender Höhe ab. Bei Beginn des Horizontalfluges in 3000 m Höhe muß $\alpha = 6^0$ sein und muß im Verlauf der nachfolgenden $15{,}7 - 1{,}0 = 14{,}7$ Std. (vgl. Zahlentafel 6) allmählich bis auf $2{,}1^0$ eingeregelt werden. Die Zeichnung beweist, daß die Geschwindigkeitsänderung ziemlich gleichmäßig ist. Deshalb kann als Durchschnittsgeschwindigkeit des ganzen Fluges das Mittel von Anfangs- und Endgeschwindigkeit angenommen werden. Es ergibt sich für den Bodenflug

$$V = \frac{V_a + V_e}{2} = \frac{118 + 139}{2} = 128{,}5 \text{ km/Std.}$$

und für den Höhenflug

$$\frac{(118 + 112) \cdot 1{,}0 + (112 + 152) \cdot 14{,}7}{2 \cdot 15{,}7} = 131 \text{ km/Std.}$$

Der Unterschied ist ziemlich unbedeutend, was sich aus dem Umstande erklärt, daß das Flugzeug im Anfang des Höhenfluges bis an die Grenze der Tragfähigkeit belastet ist. Die verhältnismäßig steil aufgerichteten Flügel erzeugen dabei einen zu großen Widerstand. Die Überlastung wirkt schädlich. Um es zahlenmäßig zu beweisen, wollen wir das Flugzeug Nr. 57 ein zweites Mal fliegen lassen, wobei wir seinen Betriebsstoffvorrat auf die Hälfte, für 8 Std. aus-

reichend, einschränken. Dann ist $B = 0{,}25 \cdot 150 \cdot 8{,}0 = 300$ kg, $G_a = 820 + 200 + 300 = 1320$ kg, $G_{ha} = 1320 - 38 = 1282$ kg und $G_e = G_{he} = 1320 - 300 = 1020$ kg. Der Endzustand des Fluges bleibt unverändert. Aus Fig. 8 lesen wir ab für den

$$\text{Bodenflug} \begin{cases} \alpha_a = 2{,}7^0; & V_a = 131 \text{ km/Std.} \\ \alpha_e = 1{,}8^0; & V_e = 139 \quad \text{»} \end{cases}$$

$$\text{Höhenflug} \begin{cases} \alpha_{ha} = 3^0; & V_{ha} = 142 \quad \text{»} \\ \alpha_{he} = 2{,}1^0; & V_{he} = 152 \quad \text{»} \end{cases}$$

Daraus ergeben sich folgende Mittelgeschwindigkeiten

$$V = \frac{131 + 139}{2} = 135 \text{ km/Std.},$$

$$V_h = \frac{(131 + 142) \cdot 1{,}0 + (142 + 152) \cdot 7{,}0}{2 \cdot 8{,}0} = 145{,}7 \text{ km/Std.}$$

Der Unterschied ist durch die Entlastung der Maschine wesentlich größer geworden. Jedenfalls ist zu erkennen, daß man unter sonst gleichen Umständen in der Höhe schneller fliegt als in der Erdnähe. Der Vorteil wächst mit dem Reserveauftrieb und mit der Höhe.

Die relative Arbeitsleistung eines Flugzeuges ist für einen bestimmten Stellwinkel gleich groß, einerlei wie weit es sich von der Erde entfernt; es ist immer

$$\frac{A \cdot V}{N} = \frac{A_h \cdot V_h}{N}.$$

Wenn andernfalls die Änderung der Luftdichte eine Änderung des Stellwinkels bedingt, so ändert sich mit der Höhe auch die relative Arbeitsleistung. Man muß dann die Übersetzungszahl mitberücksichtigen, siehe Gl. (8), und erhält

$$\frac{A \cdot V}{N} = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_h} \cdot \frac{A_h \cdot V_h}{N} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

Bei gegebener Fluglast, also für $A_h = A = G =$ konst, und gleichbleibender Motorleistung kann man die Geschwindigkeiten vergleichen aus der Beziehung

$$V_h = \frac{\varepsilon_h}{\varepsilon} \cdot V \text{ für } \alpha_h > \alpha,$$

wobei Σ_h aus der Zahlentafel 1 entnommen werden kann, sobald α_h mittels der Gl. (16) bestimmt ist.

Wenn man in Fig. 8 auf der A-Kurve den stündlichen Verbrauch der Betriebsstoffe abträgt, dann kann man in bequemer Weise die Änderungen des Stellwinkels sowie der Fluggeschwindigkeit von Stunde zu Stunde verfolgen. Zugleich kann man sich mit Hilfe des früher beschriebenen Verfahrens die jeweilige Manövrierfähigkeit (Spannweite der Geschwindigkeit, Reserveauftrieb, Steighöhe, Steiggeschwindigkeit) der Flugmaschine vergegenwärtigen. Die Wichtigkeit eines bildlichen Arbeitsplanes ist einleuchtend.

Aus den Fig. 3, 3a, 4, 6 und 8 nebst ihren Erläuterungsberichten ist bereits zu erkennen, in welcher Weise man sich aus dem Arbeitsplan eines Flugzeuges Belehrung holen kann. Hier mögen noch ein paar kurze Hinweise auf andere Möglichkeiten der Anwendung Platz finden.

Man kann z. B. ein fertiges Flugzeug, dessen Tragvermögen nicht befriedigt, mit Hilfe des Arbeitsplanes auf seinen Fehler untersuchen. Da in einem solchen Fall die Größen

Formeltafel

für den Entwurf der Arbeitspläne von Flugmaschinen.

Als bekannt gegeben	Gesuchte veränderliche Größen: in allgemeiner Form, v in m/Sek.	Gesuchte veränderliche Größen: für $\eta = {}^2/_3$ und $\frac{\gamma}{g} = {}^1/_8$, V in km/Std.	Laufende Nummer
$F =$ konst und $N =$ konst	$A = \sqrt[3]{\frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot (75 \cdot \eta \cdot N)^2 \cdot \frac{\zeta_A}{(\zeta_w + w)^{2/3}}}$	$A = 6{,}8 \cdot \sqrt[3]{F \cdot N^2} \cdot \frac{\zeta_A}{(\zeta_w + w)^{2/3}} = 6{,}8 \cdot \sqrt[3]{F \cdot N^2} \cdot \varepsilon \cdot \sqrt[3]{\zeta_w + w}$	I
	$v = \sqrt[3]{\frac{g}{\gamma} \cdot 75 \cdot \eta \cdot \frac{N}{F}} \cdot \frac{1}{(\zeta_w + w)^{1/3}}$	$V = 26{,}5 \cdot \sqrt[3]{\frac{N}{F}} \cdot \frac{1}{(\zeta_w + w)^{1/3}}$	II
$A =$ konst und $V =$ konst	$F = \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{A}{v^2} \cdot \frac{1}{\zeta_A}$	$F = 104 \cdot \frac{A}{V^2} \cdot \frac{1}{\zeta_A}$	III
	$N = \frac{A \cdot v}{75 \cdot \eta} \cdot \frac{\zeta_w + w}{\zeta_A}$	$N = \frac{A \cdot V}{180} \cdot \frac{\zeta_w + w}{\zeta_A} = \frac{A \cdot V}{180} \cdot \frac{1}{\varepsilon}$	IV
$F =$ konst und $V =$ konst	$A = \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot \zeta_A$	$A = \frac{F \cdot V^2}{104} \cdot \zeta_A$	V
	$N = \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{F \cdot v^3}{75 \cdot \eta} \cdot (\zeta_w + w)$	$N = \frac{F \cdot V^3}{18\,660} \cdot (\zeta_w + w)$	VI
$A =$ konst und $N =$ konst	$F = \frac{g}{\gamma} \cdot \frac{A^3}{(75 \cdot \eta \cdot N)^2} \cdot \frac{(\zeta_w + w)^2}{\zeta_A^3}$	$F = 0{,}0032 \cdot \frac{A^3}{N^2} \cdot \frac{(\zeta_w + w)^2}{\zeta_A^3} = 0{,}0032 \cdot \frac{A^3}{N^2} \cdot \frac{1}{\varepsilon^2 \cdot \zeta_A}$	VII
	$v = 75 \cdot \eta \cdot \frac{N}{A} \cdot \frac{\zeta_A}{\zeta_w + w}$	$V = 180 \cdot \frac{N}{A} \cdot \frac{\zeta_A}{\zeta_w + w} = 180 \cdot \frac{N}{A} \cdot \varepsilon$	VIII
$N =$ konst und $V =$ konst	$A = 75 \cdot \eta \cdot \frac{N}{v} \cdot \frac{\zeta_A}{\zeta_w + w}$	$A = 180 \cdot \frac{N}{V} \cdot \frac{\zeta_A}{\zeta_w + w} = 180 \cdot \frac{N}{V} \cdot \varepsilon$	IX
	$F = \frac{g}{\gamma} \cdot 75 \cdot \eta \cdot \frac{N}{v^3} \cdot \frac{1}{\zeta_w + w}$	$F = 18\,660 \cdot \frac{N}{V^3} \cdot \frac{1}{\zeta_w + w}$	X
$A =$ konst und $F =$ konst	$N = \frac{1}{75 \cdot \eta} \cdot \sqrt{\frac{g}{\gamma} \cdot \frac{A^3}{F}} \cdot \frac{\zeta_w + w}{\zeta_A^{3/2}}$	$N = 0{,}0566 \cdot \sqrt{\frac{A^3}{F}} \cdot \frac{\zeta_w + w}{\zeta_A^{3/2}} = 0{,}0566 \cdot \sqrt{\frac{A^3}{F}} \cdot \frac{1}{\varepsilon \sqrt{\zeta_A}}$	XI
	$v = \sqrt{\frac{g}{\gamma} \cdot \frac{A}{F}} \cdot \frac{1}{\zeta_A^{1/2}}$	$V = 10{,}2 \cdot \sqrt{\frac{A}{F}} \cdot \frac{1}{\zeta_A^{1/2}}$	XII

N, F und w als konstant gegeben sind, so findet man die Linienzüge von A, V und $A \cdot V : N$ aus den Gl. (16), (14) und (8). Will man nun die Hubkraft steigern, so kann man es dadurch erreichen, daß man die schädliche Widerstandsfläche verkleinert (vgl. Fig. 6) oder, wenn es nicht mehr möglich sein sollte, dadurch, daß man die Tragfläche vergrößert oder, wenn auch dies nicht ausführbar ist, dadurch, daß man einen stärkeren Motor einbaut. In jedem Fall muß man die entsprechenden Doppelkurven zeichnen. Wenn man dann die Konstruktionslinie auf der Abszissenachse ein wenig hin und her schiebt, so kann man auf dieser Wanderordinate die Wandlungen der Fähigkeiten beobachten und erfahren, wie man den Fehler am besten beseitigt. Ebenso würde man verfahren können, wenn man die Schnelligkeit der Maschine erhöhen, oder wenn man zwecks Auswahl die Entwürfe eines neuen Flugzeuges genauer studieren will.

Häufig sind die Beschreibungen der Flugmaschinen, über deren Leistungen berichtet wird, unvollständig. In solchen Fällen kann man die fehlenden Elemente mit Hilfe des Arbeitsplanes auffinden. Dabei ist aber zu beachten, daß, wenn zwei von den vier Größen A, F, N und V als bekannt gegeben sind, die beiden fehlenden Größen nicht mehr wahlfrei, sondern gesetzlich miteinander verkuppelt sind. Hat man die Kurven der veränderlichen und gesuchten Größen aufgezeichnet, dann kann man die zusammengehörigen Werte an der verschiebbaren Konstruktionslinie ablesen.

Um das Aufreißen der Arbeitspläne zu erleichtern, sind die noch fehlenden Formeln aus den anfangs mitgeteilten Grundgleichungen abgeleitet und vollzählig in beistehender Formeltafel geordnet. Für die praktische Benutzung dieser Formeln empfiehlt es sich, die Funktionen (ζ, w) auszurechnen und tabellarisch zusammenzustellen, so ähnlich, wie es in Zahlentafel 1 für ε bereits geschehen ist.

Das Flugzeug Nr. 57 kann, obgleich es keineswegs ein Riesenflugzeug ist, als wirksame Angriffswaffe benutzt werden. Es ist, was aus der Zahlentafel 6 zu ersehen ist, bei einer Besatzung von zwei Mann imstande, eine Bombe von 300 kg auf eine Entfernung von 500 km zu befördern, abzuwerfen und innerhalb eines Zeitraums von weniger als 8 Std. zum Abflugsort zurückzukehren. Vielleicht kann beim Abwurf der Bombe die Fähigkeit der Maschine, ihre Geschwindigkeit sehr rasch auf ungefähr die Hälfte herabzusetzen, einen guten Dienst leisten. Die plötzliche Entlastung wird sofortiges Steigen der Flugmaschine, Geschwindigkeitsänderung und möglicherweise einige Schwingungen veranlassen, die der Führer jedoch parieren kann, da er auf den kritischen Augenblick vorbereitet ist. Bei sachgemäßer Lagerung der Bombe ist keine Gefahr zu erwarten.

Es ist bereits bekannt, daß der stärkere Betriebsstoffverbrauch der gegenwärtigen Umlaufmotoren gegenüber den Standmotoren nachteilig auf die Flugweite einwirkt. Man lese z. B. die bezügliche Abhandlung von Bendemann in der Zeitschr. für Flugtechnik und Motor luftschiffahrt 1914, S. 177. Trotzdem mag es zur Vervollständigung des Gesagten wünschenswert erscheinen, einen Vergleich am Zahlenbeispiel anzustellen. Wenn man zu diesem Zweck den Standmotor des Flugzeuges Nr. 57 gegen einen Umlaufmotor von gleicher Stärke austauscht und sein Gewicht um 150 kg leichter einschätzt, dann wird $E = 820 - 150 = 670$ kg und $G_e = 670 + 200 = 870$ kg. Damit am anfänglichen Flugzustand sich nichts ändere, soll B um 150 kg auf $590 + 150 = 740$ kg erhöht werden. Bei $b = 0{,}45$ kg/PS-Std. ergibt sich eine Flugdauer

$$t = \frac{B}{0{,}45 \cdot N} = \frac{740}{0{,}45 \cdot 150} = \sim 11 \text{ Std.}$$

Gemäß Fig. 8 ist $\alpha_e = 1{,}5^0$ und $V_e = 142$ km/Std. Daraus folgt eine mittlere Geschwindigkeit

$$V = \frac{118 + 142}{2} = 130 \text{ km/Std.}$$

und eine Flugstrecke

$$a = 130 \cdot 11 = 1430 \text{ km.}$$

Danach würde das umgebaute leichtere Flugzeug trotz seines reicheren Benzinvorrats nur $1430 : 2010 = \sim {}^3/_4$ der Strecke des ursprünglichen Flugzeuges Nr. 57 zurücklegen können, wodurch, abgesehen von der Unwirtschaftlichkeit des Betriebes, die Unbrauchbarkeit der gegenwärtigen Umlaufmotoren für Verwendung im Dauerflugzeug sich bestätigt, was besonders beim Bau von Flugmaschinen für Überseeverkehr zu beachten ist.

Beim Nachprüfen von Meisterleistungen muß man im Auge behalten, daß sie ein Ergebnis ausnahmsweiser Verhältnisse sind. Man muß dabei, die jeweiligen Umstände abwägend, oft günstigere Erfahrungszahlen in die Rechnung einführen, als es hier geschehen ist, wo es vor allen Dingen darauf ankam, den Konstrukteur vor Mißerfolgen zu bewahren.

Schwere Luft, d. h. hoher Barometerstand und niedrige Temperatur, erhöht das Tragvermögen. Leichte Luft, d. h. niedriger Barometerstand und hohe Temperatur, vergrößert die Fluggeschwindigkeit. Darum muß bei Nachrechnung einer Gipfelleistung die Luftdichte mitberücksichtigt werden. Sie kann mit zureichender Genauigkeit aus der Formel

$$\gamma = 0{,}4645 \cdot \frac{B}{T}$$

bestimmt werden, worin ausnahmsweise B den Barometerstand in mm QS bedeutet und $T = 273 + t$ in Celsiusgraden die absolute Temperatur angibt.

Der Wirkungsgrad des Propellers ist eine schwankende Größe. Bei mancher Rekordleistung muß man bis $\eta = 0{,}75$ hinaufgehen, wenn man sie mit dem Rechnungsergebnis in Einklang bringen will.

Die Eichleistung eines Motors ist zuweilen größer, als seine Marke angibt. Beispielsweise hat der 100 PS-Argus-Motor laut Zeugnis der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof vom 7. Februar 1914 bei einer Dauerprüfung rd. 110 PS geleistet, was zu wissen, beim Nachrechnen einer Gipfelleistung äußerst wichtig ist.

Als Tragfläche findet man häufig nur die Größe der Flügelflächen mitgeteilt. Eine solche Ungenauigkeit erchwert die Nachprüfung der Leistungsfähigkeit des Flugszeuges. Es ist zweifellos, daß das Höhensteuer, die Stabilisierungsflächen sowie die Brust eines bootförmig gebauten Rumpfes zur Vermehrung der Hubkraft beitragen.

Auch die starken Abrundungen der Gewichtszahlen sind nicht dazu angetan, die Nachprüfung zu erleichtern. Ein Mißstand, dem die vorgeschlagene Polizeiverordnung abhelfen könnte.

Als Beispiel wollen wir Langers Rekordflug vom 3. Februar 1914, der 14 Std. 7 Min. dauerte, rechnerisch nachprüfen. Dazu macht Quittner (Zeitschr. für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1914, S. 216) laut Abrede mit der Luftfahrzeug-Gesellschaft folgende Angaben: Der von Langer benutzte Pfeil-Doppeldecker hatte einen Sechszylinder-Mercedes-Motor von 100 PS und eine Tragfläche von 52 m²; das Gesamtgewicht bei Beginn des Fluges betrug 1188 kg, der Verbrauch von Betriebsstoffen 409 kg; die Fluggeschwindigkeit soll anfangs 95 km/Std., schließlich 105 km/Std. gewesen sein.

Aus der Bauart des Flugzeuges kann man auf einen verhältnismäßig geringen Flugwiderstand schließen und $w = 0{,}012$ setzen. Daraus folgt $w \cdot F = 0{,}012 \cdot 52 = 0{,}624 \text{ m}^2 = \psi \cdot f$, was für $\psi = 0{,}4$ einer in der Flugrichtung projezierten Fläche des flügellosen Apparates $f = 0{,}624 : 0{,}4 = 1{,}56 \text{ m}^2$ entsprechen und angemessen erscheinen würde. Wegen Frost und hohen Barometerstandes am Flugtage soll $\gamma = 1{,}335 \text{ kg/m}^3$ angenommen werden. Als Propellerwirkungsgrad sei $\eta = 0{,}73$ geschätzt. Rechnet man mit diesen Werten die Gl. (16) für $\alpha = 7^0$ aus, so erhält man

$$A_{\max} = \sqrt[3]{\frac{1{,}335}{9{,}81} \cdot 52 \cdot (75 \cdot 0{,}73 \cdot 100)^2 \cdot \frac{0{,}24}{(0{,}0295 + 0{,}012)^{3/2}}} = 1195 \text{ kg.}$$

Demnach ist die Maschine beim Abflug bis dicht an die Grenze ihrer Hubkraft belastet gewesen; es fehlten daran nur $1195 - 1188 = 7$ kg. Wird dieser Auftrieb um 5 kg vermehrt, was durch Benzinverbrauch innerhalb 12 Min.

selbsttätig geschieht, so beträgt der anfängliche Reserveauftrieb $100 \cdot 12 : 1195 = 1\%$. Damit hat der Doppeldecker die Fähigkeit besessen, sofort nach dem Start bis auf 300 m emporzusteigen, was tatsächlich geschehen sein soll.

Gl. (14) ergibt die Anfangsgeschwindigkeit

$$V_a = 3{,}6 \cdot \sqrt[3]{\frac{9{,}81}{1{,}335} \cdot 75 \cdot 0{,}73 \cdot \frac{100}{52}} \cdot \frac{1}{(0{,}0295 + 0{,}012)^{1/3}} = 95{,}5 \text{ km/Std.}$$

die mit der vorangestellten Angabe übereinstimmt.

Um die Endgeschwindigkeit zu bestimmen, berechnen wir aus Gl. (16) zunächst den Hilfswert

$$\frac{\zeta_A{}^3}{(\zeta_W + w)^2} = \frac{9{,}81 \cdot (1188 - 409)^3}{1{,}335 \cdot 52 \cdot (75 \cdot 0{,}73 \cdot 100)^2} = 2{,}23,$$

bestimmen damit aus Fig. 7 die Tragflächenneigung $\alpha_e = 2{,}4^0$ und benutzen dann wieder die Gl. (14). Es wird

$$V_e = 3{,}6 \cdot \sqrt[3]{\frac{9{,}81}{1{,}335} \cdot 75 \cdot 0{,}73 \cdot \frac{100}{52}} \cdot \frac{1}{(0{,}00365 + 0{,}012)^{1/3}} = 132 \text{ km/Std.}$$

Die errechnete Endgeschwindigkeit übertrifft die auf etwa 105 km/Std. geschätzte ziemlich erheblich. Der Unterschied läßt sich dadurch erklären, daß wir mit einer geradlinigen Flugstrecke gerechnet haben, während Langer die ganze Zeit hindurch den Flugplatz Johannisthal umkreist hat. Nun ist aber bekannt, daß sich die normale Geschwindigkeit in der Kurve merklich verzögert. Und wenn man die Durchschnittsgeschwindigkeiten, auf die es vornehmlich ankommt, miteinander vergleicht, nämlich die errechnete von $0{,}5 \cdot (95{,}5 + 132) = 113{,}8$ km/Std. mit der angeblich gepflogenen von $0{,}5 \cdot (95 + 195) = 100$ km/Std., dann hat auch das Maß der durch die Bahnkrümmung verursachten Verzögerung nichts Unwahrscheinliches an sich.

Um den A n l a u f v o r d e m A b f l u g e möglichst abzukürzen, muß man, wie schon erwähnt, den Reserveauftrieb groß machen und die Tragflächen auf $A_{\max}$ einstellen. Das meist gebräuchliche Verfahren, die Tragflächen während des Anlaufs flach einzustellen, hat den Vorteil, daß der Flügelwiderstand abgeschwächt und der Anlauf stärker beschleunigt wird, es hat aber auch den gleichzeitigen Nachteil, daß die Hubkraft vermindert und die Anlaufstrecke verlängert wird. Ganz besonders nachteilig wirkt dieses Verfahren bei Wasserflugzeugen, weil der Fahrwiderstand im Wasser mit wachsender Geschwindigkeit außerordentlich schnell zunimmt und das Erreichen der erforderlichen Abflugsgeschwindigkeit schwer behindert. Richtet man anderenfalls die Flügel steiler auf, so steigert sich die Hubkraft mit wachsender Geschwindigkeit und hebt das Flugboot immer mehr aus dem Wasser heraus, wodurch der Fahrwiderstand verkleinert und der Abflug erleichtert wird. Noch mehr kann die Anlaufstrecke bekanntlich auf die Weise verkürzt werden, daß man das Flugzeug solange festhält bis der Motor seine normale Drehzahl erlangt hat. Dadurch vergrößert man die die Anfahrt beschleunigende Propellerzugkraft.

Beim A u s l a u f sind die Umstände noch verwickelter und für die Rechnung noch weniger zugänglich als beim Anlauf. Die Geschwindigkeit, mit der sich der Flieger dem Boden nähert, ist eine unbekannte Größe. Das Maß der Verzögerung hängt ab von der Beschaffenheit des Grundes oder von der Tauchtiefe des Bootes, die wiederum eine Funktion des Stellwinkels ist. Auch kann die Verzögerung durch allerhand Bremsvorrichtungen verstärkt werden. Durch Probieren und Üben wird man am ehesten dazu kommen, die Auslaufstrecke auf ein Mindestmaß zu bringen.

Um die Fähigkeit der Flugzeuge, a u f W a s s e r - f l ä c h e n abzufliegen und niederzugehen, weiter zu vervollkommnen, mag noch bemerkt werden, daß man ihren Rumpf wie ein s e e t ü c h t i g e s B o o t gestalten und derart herstellen muß, daß die K i e l l a g e s t e t s u n d s t ä n d i g w a g e r e c h t bleibt. Um das zu erreichen, wird es notwendig sein, die F l ü g e l v e r s t e l l b a r, d. h. zur Höhensteuerung geeignet, einzurichten.

Für die B e w e r t u n g v o n F l u g l e i s t u n g e n können lediglich solche Methoden in Betracht kommen, die den Unterschied der Fähigkeiten in möglichst scharfer Form kennzeichnen. Alle Methoden, die die Ergebnisse des Wettbewerbes verschleiern, wie z. B. die sog. Vorgabeformeln, sind unbedingt zu verwerfen, denn sie stellen das Licht des Konstrukteurs untern Scheffel und lähmen den Ansporn zur Verbesserung und weiteren Entwicklung der Flugmaschinen. In dieser Abhandlung sind bereits mehrere rationelle Methoden angegeben, die alle ihren festen Grund in der Arbeitsgleichung haben, jedoch von verschiedenen Gesichtspunkten ausgehen. Die zweckmäßigste von ihnen dürfte die r e i n e Z e i t - w e r t u n g sein. Sie ist einfach, übersichtlich und selbst den Zuschauern des Wettfliegens allgemein geläufig. Hierauf muß man Rücksicht nehmen, wenn man einen regen Besuch der Flugveranstaltungen wünscht, und wenn man eine sofortige Bekanntmachung des Siegers herbeiführen will, was bei der vermutlich baldigen Einführung des Totalisators auf den Flugplätzen unumgänglich sein wird.

Gemäß der Arbeitsgleichung ist für den Beginn des Fluges

$$G_a \cdot V_a = 270 \cdot \eta \cdot N \cdot \varepsilon_a$$

und für das Ende des Fluges

$$G_e \cdot V_e = 270 \cdot \eta \cdot N \cdot \varepsilon_e.$$

Unter der statthaften Voraussetzung einer gleichförmigen Geschwindigkeitsänderung ergibt sich daraus die mittlere Fluggeschwindigkeit

$$V = \frac{V_a + V_e}{2} = 135 \cdot \eta \cdot N \cdot \left(\frac{\varepsilon_a}{G_a} + \frac{\varepsilon_e}{G_e}\right).$$

Setzt man diesen Wert in die Gleichung

$$t = \frac{a}{V}$$

ein, so erhält man

$$t = \frac{a}{135 \cdot \eta \cdot N} \cdot \frac{G_a}{\varepsilon_a + \varepsilon_e \cdot \frac{G_a}{G_e}}$$

und nach Zerlegung von G_a in seine Bestandteile

$$t = \frac{a}{135 \cdot \eta \cdot N} \cdot \frac{E + Q + B_a}{\varepsilon_a + \varepsilon_e \cdot \frac{G_a}{G_e}} \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

Diese Z e i t g l e i c h u n g enthält außer den Faktoren, mit welchen sich der Konstrukteur bestens abzufinden hat, die Größen a, Q und N. Weil diese drei Elemente für die Einteilung der Flugzeuge maßgebend gewesen sind, darum müssen sie naturgemäß auch die Bedingungen kennzeichnen, unter denen die Maschinen um die Wette fliegen sollen. In Anlehnung an die Beispiele in den Zahlentafeln 4, 5 und 6 sowie im Hinblick auf den winzigen Einfluß von ein paar Kilogramm Mehr- oder Minderbelastung auf die Leistungsfähigkeit einer mit genügendem Reserveauftrieb versehenen Flugmaschine kann für die A u s s c h r e i b u n g v o n W e t t - f l ü g e n folgende Aufstellung als Richtschnur dienen.

W e t t f l i e g e n

1. einsitziger Sportflugzeuge über eine Strecke von 100 oder 150 oder 200 km, offen für Maschinen bis zu 30 oder 40 oder 50 oder 60 PS;
2. einsitziger Schnellflugzeuge über eine Strecke von 100 — 200 — 300 km, offen für Maschinen bis zu 80 — 100 — 120 — 140 — 160 — 200 PS;
3. von Verkehrsflugzeugen über eine Strecke von 400 — 500 — 600 km, offen für
   a) Zweisitzer mit Motoren bis zu 80 — 90 — 100 PS,
   b) Dreisitzer mit Motoren bis zu 90 — 105 — 120 PS
   c) Viersitzer mit Motoren bis zu 100 — 120 — 140 PS;
4. zweisitziger Dauerflugzeuge über eine Strecke von 1000 — 1500 — 2000 km, offen für Maschinen bis zu 100 — 150 — 200 PS;

5. zweisitziger Lastenflugzeuge über eine Strecke von 600 — 800 — 1000 km mit einem Ballast von 100 usw. bis 1000 kg, offen für Maschinen bis zu 150 — 200 — 300 — 400 PS.

Soll die größte Spannweite der Fluggeschwindigkeit durch einen Wettbewerb festgestellt werden, so müßte vorher kundgemacht werden, ob die absoluten Werte von V_{max} und V_{min} entscheidend sind, oder ob lediglich der größte Unterschied zwischen beiden den Sieg davonträgt. Dabei würde es genügen, wenn V_{max} auf 100 km und V_{min} auf 50 km ausgeflogen wird.

Für den Fall, daß man für alle Flugzeuge den Besitz eines Reserveauftriebes von mindestens 5% vorschreibt, könnte man bei Wettbewerben um die Steigfähigkeit mit einer unteren Höhengrenze von 1200 bis 1500 m beginnen. Auch hier ist die Zeitwertung am richtigen Platz.

Wie man die sonstigen Fähigkeiten und Verwendungsmöglichkeiten der Flugmaschinen, die sich der Rechnung entziehen, durch Wettbewerbe prüfen und steigern kann, lehrt die bisherige Erfahrung.

Das gebräuchliche Verfahren bei Veranstaltung von Wettflügen wird durch die gemachten Vorschläge wenig verändert. Die Hauptänderung bildet die Vermannigfaltigung. Der Reiz des Wechsels bei den Veranstaltungen wird wahrscheinlich zu einer lebhafteren Beteiligung drängen, der Wettbewerber wie der Zuschauer. Die neu erschlossenen Verwendungsgebiete werden die Industrie der Flugzeuge und Flugmotoren zur Ausbildung neuer Formen in den verschiedensten Abmessungen veranlassen und ihr zu weiterem Fortschritt verhelfen.

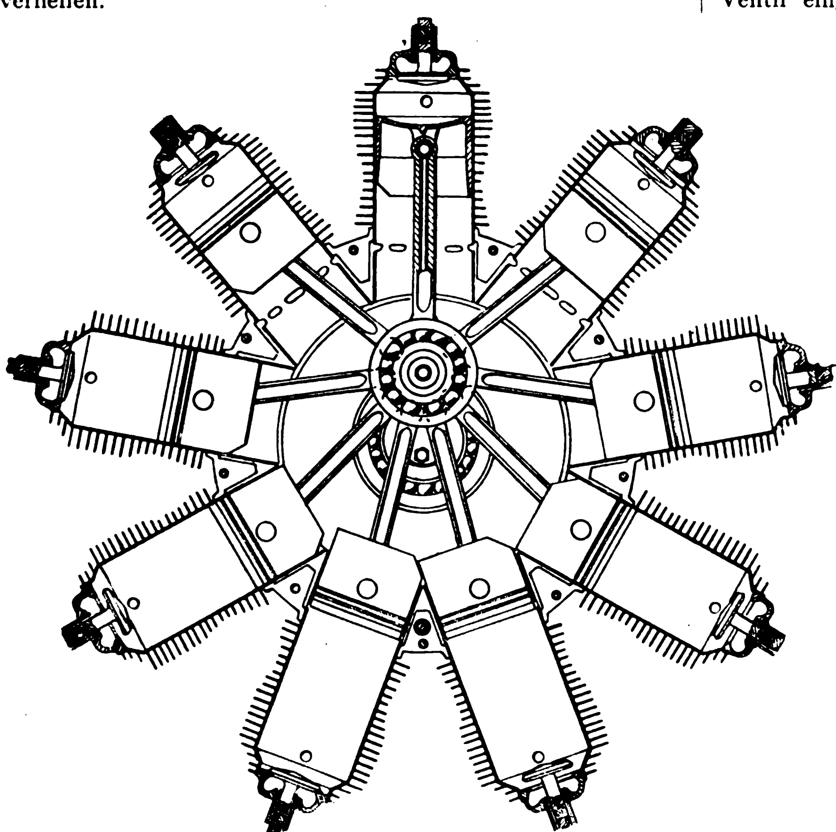


Fig. 1. Gnôme-Motor »Monosoupape«. Querschnitt.

Zusammenfassung.

Die Leistungsfähigkeiten der Flugzeuge hängen wesentlich ab von dem Verhältnis zwischen Belastung, Geschwindigkeit und Motorstärke. Diese Beziehungen sind an Hand der Arbeitsgleichung erklärt, zur Ableitung der hauptsächlichen Bezugseinheiten für die Konstruktion verwendet und als Grundlage für die Einteilung der Flugmaschinen benutzt. Für die Gruppen von Sport- und Schnellflugzeugen, Verkehrsflugzeugen und Dauer- oder Lastenflugzeugen sind Beispiele in Zahlentafeln zusammengestellt. Die durch Rechnung zu erfassenden Fähigkeiten: Schnelles und langsames Fliegen, Geschwindigkeitsregelung mit und ohne Drosseln des Motors Steighöhe, Steiggeschwindigkeit, Höhenflug, Überseefliegen, Förderung großer Lasten usw., sind besprochen, durch Schaubilder erläutert und mit praktischen Leistungen verglichen. Die Wichtigkeit eines auskömmlichen Reserveauftriebes für die Leistungsfähigkeit ist hervorgehoben und gezeigt, mit welcher Vorsicht man Rekordleistungen nachrechnen muß. Für die Bewertung von Flugleistungen ist die reine Zeitwertung empfohlen und für die Ausschreibung von Wettflügen ein Leitfaden angehängt.

„Monosoupape"-Gnôme-Motor.

Von allen Umlaufmotoren behauptet noch immer der Gnômemotor seine vorherrschende Stellung und er wird nach wie vor in leichte und schnelle Flugzeuge mit Vorliebe eingebaut. Es sind auch bereits Groß-Flugzeuge (z. B. Dorand-Leclerc) mit 2 Gnôme-Motoren gebaut worden.

Der »Monosoupape« genannte Umlaufmotor, der in Deutschland von der Motorenfabrik Oberursel gebaut wird, ist ein Viertaktmotor mit nur einem gemeinsamen Ventil für den Ein- und Auslaß, das auf dem Kolbenboden angebracht ist. Fig. 1 zeigt einen Querschnitt durch diesen Motor, Fig. 2 einen Längsschnitt (in größerem Maßstabe).

Die Zuführung des Gasgemisches in die Zylinder erfolgt in der unteren Totpunktstellung des Saughubes, und zwar durch Schlitze *o*, die sich in der Zylinderwandung befinden. Hierdurch erscheinen Vergaserbrände ausgeschlossen, was einer der größten Vorteile dieser Konstruktion ist. Die durch das Ventil eingesaugte Frischluft mischt sich im Zylinder mit dem überreichen Benzingas-Luftgemisch.

Das zum Beginn der Auspuffperiode geöffnete Ventil V bleibt auch während des größten Teils der Saugperiode offen, so daß der Kolben durch das Ventil Luft einsaugt. Die für die Vergasung nötige Luft wird vorn durch die Kurbelwelle A_2 angesaugt, bzw. sie wird durch den Propellerluftstrom in das Kurbelgehäuse G_1 G_2 geblasen. Da diese an der Benzindüse E_3 vorbeistreichende Luft für die Vergasung von der Kurbelwelle, dem Gehäuse und andern Teilen des Motors beim Vorbeistreichen Wärme aufnimmt, wird das Gehäuse auf diese Weise gut gekühlt.

Das Benzin wird durch eine kleine Zahnradpumpe P, die durch Zahnräder Z_5 Z_6 vom Motor getrieben wird, dem Motor durch die Rohre E^1, E^2 zugeführt.

Die durchbohrte Propellernabe A^2 des Motors läßt die notwendige Luft ein; die feststehende Kurbelwelle A^1 ist geschlossen.

Der Hub des Ventils V ist veränderlich, um Tourenzahl und Leistung des Motors zu regulieren. Die Tourenzahl des Motors läßt sich von 350 bis 1250 regeln.

Die Verstellung des Ventilhubes erfolgt mittels einer in der feststehenden Kurbelwelle A_1 gelagerten Spindel R_2, die mittels eines Handrades oder einer Seilscheibe R_1 gedreht wird. Eine Verlängerung R_3 der Spindel ist mit einem Gleitschuh verbunden in dem der Zapfen Q_1 gleitet. Dieser Zapfen wirkt auf den Ring Q^2 und dieser mittels eines Kugellagers auf die Welle W_1, die mittels Hebel oder Kurbel T_2, Verbindungsstange O und Hebel T_3 auf die Welle W_2 wirkt, die auf der anderen Seite des Kurbelgehäuses in einem Ansatz des Deckels D_1 gelagert ist. Das innere Ende der Welle W_2 ist zu einem Hebel T_4 ausgebildet, der mittels Schlitz auf den Zapfen X wirkt. Dieser Zapfen ist an dem zylindrischen Gehäuse M befestigt, der im Innern die Steuerhebe H_1 bis H_9 trägt.

Diese auf einem Ansatz des Deckels D_2 gelagerte Steuerhülse M kann demnach gegenüber dem Kurbelgehäuse gedreht werden resp. erhält diesem gegenüber beim Drehen der Spindel R_1, R_2, je nach der Drehrichtung, eine Voreilung oder Nacheilung. Da bei der Drehung der Steuerhülse M die Steuerhebel H_1 bis H_9 mitgenommen werden, wirken diese je nach



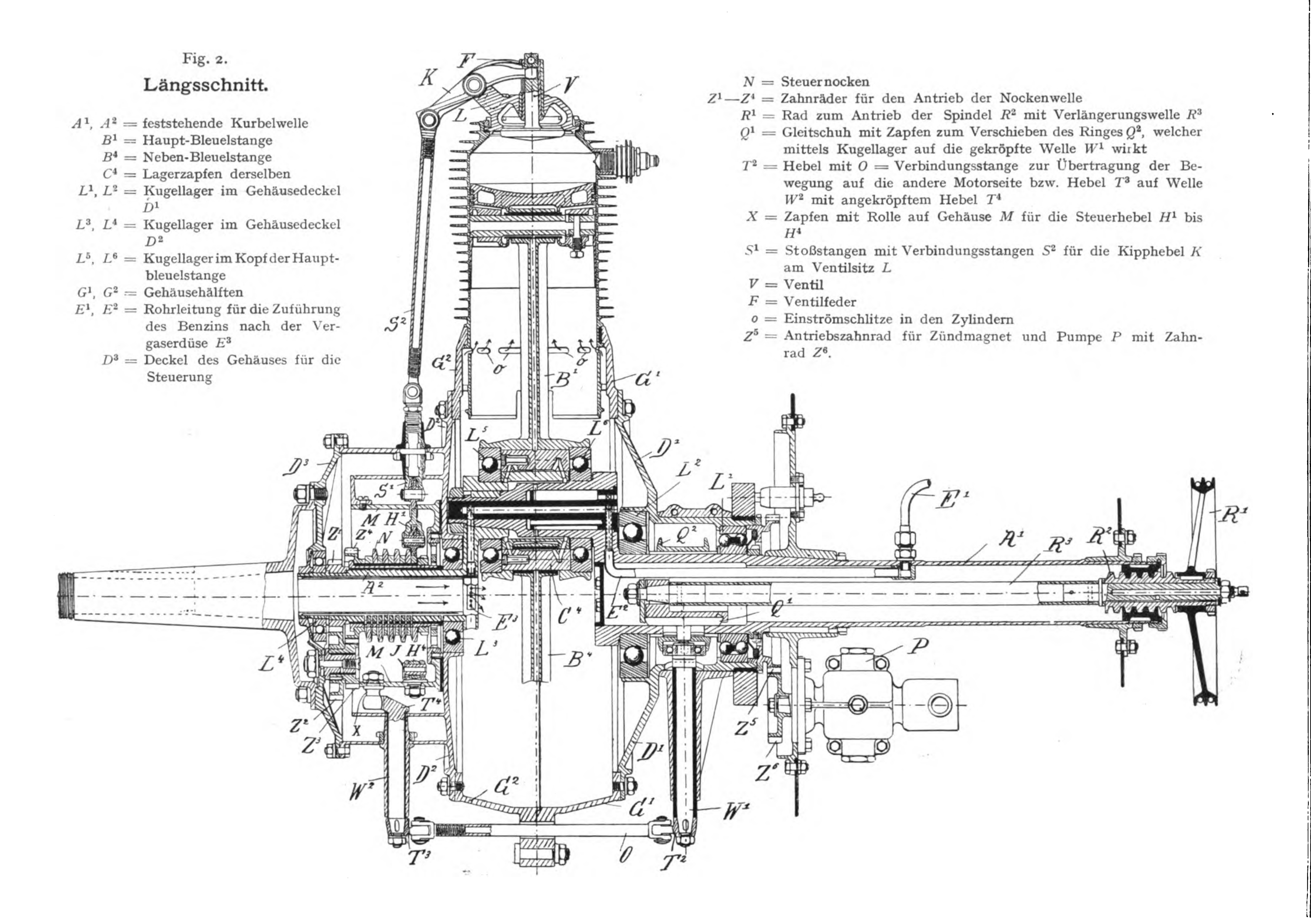


Fig. 2.

Längsschnitt.

A^1, A^2 = feststehende Kurbelwelle
B^1 = Haupt-Bleuelstange
B^4 = Neben-Bleuelstange
C^4 = Lagerzapfen derselben
L^1, L^2 = Kugellager im Gehäusedeckel D^1
L^3, L^4 = Kugellager im Gehäusedeckel D^2
L^5, L^6 = Kugellager im Kopf der Hauptbleuelstange
G^1, G^2 = Gehäusehälften
E^1, E^2 = Rohrleitung für die Zuführung des Benzins nach der Vergaserdüse E^3
D^3 = Deckel des Gehäuses für die Steuerung

N = Steuernocken
Z^1—Z^4 = Zahnräder für den Antrieb der Nockenwelle
R^1 = Rad zum Antrieb der Spindel R^2 mit Verlängerungswelle R^3
Q^1 = Gleitschuh mit Zapfen zum Verschieben des Ringes Q^2, welcher mittels Kugellager auf die gekröpfte Welle W^1 wirkt
T^2 = Hebel mit O = Verbindungsstange zur Übertragung der Bewegung auf die andere Motorseite bzw. Hebel T^3 auf Welle W^2 mit angekröpftem Hebel T^4
X = Zapfen mit Rolle auf Gehäuse M für die Steuerhebel H^1 bis H^4
S^1 = Stoßstangen mit Verbindungsstangen S^2 für die Kipphebel K am Ventilsitz L
V = Ventil
F = Ventilfeder
o = Einströmschlitze in den Zylindern
Z^5 = Antriebszahnrad für Zündmagnet und Pumpe P mit Zahnrad Z^6.

ihrer Stellung auf die Stoßstangen S_1, S_2 der Kipphebel K für die Ventile V mit größerem oder kleinerem Hebel. Dadurch ist der Hub der Ventile bald größer bald kleiner und gleichzeitig wird der Zeitpunkt des Öffnens und Schließens der Ventile verändert.

Diese Reguliervorrichtung ist etwas kompliziert und könnte wesentlich vereinfacht werden. Es ließe sich auch an Gewicht sparen, indem Teile fortfallen.

Es werden z. Z. zwei Type des Monosoupape - Gnôme hergestellt, und zwar Typ A, welcher bei 110 mm Bohrung, 150 mm Hub, mit 7 Zylindern bei 1200 Touren 80 PS leistet, und Typ B, der mit 9 Zylindern gleicher Größe 100 PS leistet (Fig. 1).

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Auf Wunsch aus dem Leserkreise werden von diesem Jahrgang an auch aus Kl. 65 die Luftfahrt betreffenden Patente veröffentlicht.

77h. L. 40703. Vorrichtung zum Wiederaufrichten von Drachenfliegern in der Längsrichtung mittels verstellbarer Flächen. Karl Lackner, Bremen, Münchenerstr. 5. A 30. 10. 13. E 14. 2. 15.

77h. W. 39791. Für Flugzeuge geeignete Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt. Paul Westphal, Berlin-Schöneberg. Hauptstr. 14/16. A 20. 5. 12. E 17. 2. 15.

77h. S. 32200. Selbsttätiger Kreiselstabilisator für Flugzeuge. Edmund Sparmann, Wien. A 2. 9. 10. E 21. 2. 15.

77h. D. 28336. Flugzeug mit umklappbaren Tragflächenenden. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. A 8. 2. 13. E 4. 3. 15.

77h. G. 39542. Vorrichtung zur Ausnutzung des für die Sehschlitze freigelassenen Raumes als Tragfläche bei Flugzeugen. Gothaer Waggonfabrik Akt.-Ges., Gotha. A 17. 7. 13. E 4. 3. 15.

77h. M. 45450. Drachenflieger mit flügelartig schwingenden Tragflächen. Richard Mentz, Schweidnitz. A 21. 8. 11. E 4. 3. 15.

77h. Sch. 47193. Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge. Franz Schneider, Johannisthal b. Berlin. A 29. 5. 14. E 7. 3. 15.

77h. U. 4849. Flugzeug, dessen Stabilisierungsmittel selbsttätig durch ein Druckmittel verstellt und durch dieses auch in ihrer Mittellage gehalten werden. Max Uecke, Berlin, Christburgerstr. 38. A 11. 6. 12. E 7. 3. 15.

77h. A. 24719. Vorrichtung zum Verankern von Flugzeugen auf einer aus gespannten Drähten bestehenden Landungsplattform. James Townsend Amiß, New York. A 10. 10. 13. E 11. 3. 15.

77h. P. 30076. Einrichtung zur Bergung von Luftschiffen in von oben zu beschickenden Bergungsräumen. Karl Prager, Straßburgerstr. 24 und W. Steinhorst, Ehrensteinstr. 49, Leipzig. A 2. 1. 13. E 14. 3. 15.

46b. St. 19100. Mit Ausschnitt und Lappen versehener Hülsenschieber für Rotationsmotoren. Stas-Motor-Gesellschaft m. b. H., Düsseldorf-Oberkassel. A 4. 11. 13. E 4. 3. 15.

46c. D. 29460. Spritzvergaser für Explosionskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A. 29. 8. 13. E 14. 2. 15.

46c. W. 42123. Auf dem Motor angeordneter Kühler für Flugzeugmotoren. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21/22. A 24. 4. 13. E 28. 2. 15.

Patenterteilungen.

46c. 281774. Aus zwei oder mehr Stahlzylindern zusammengeschweißtes Zylinderaggregat für Explosionskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 9. 8. 13. D. 29371. 28. 12.

46c. 281617. Vorrichtung zur Herabminderung des schädlichen Einflusses der Zentrifugalkraft auf den Flüssigkeitsdruck von Kühlern für Explosionskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg. 12. 6. 13. W. 42481.

65f. 281342. Schraubenpropeller. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. 1. 6. 13. R. 38067.

65f. 281456. Schraubenpropeller, bei welchem der Winkel zwischen Saug- und Druckfläche an der eintretenden Kante gleich dem doppelten Slipwinkel der Druckfläche an dieser Stelle ist; Zus. z. Pat. 277689. Fa. Theodor Zeise, Altona a. E. 11. 1. 13. Z. 8248.

77h. 281554. Fahrgestell für Flugzeuge. Jacob Lohner & Co., Wien. 14. 5. 13. L. 36665. Österreich 22. 4. 13.

77h. 281578. Federnde Befestigung von Steuerflächen für Flugzeuge. Friedrich Sigismund Prinz von Preußen, Potsdam. 1. 4. 13. F. 36244.

77h. 281599. Flugzeug mit hintereinanderliegenden Tragdecken. Gustav Mees, Charlottenburg, Schlüterstr. 81. 27. 4. 10. M. 41100.

77h. 281628. Fahrgestell für Flugzeuge. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. 5. 12. 12. D. 28000.

77h. 281629. Wasserflugzeug mit einem unter den Schwimmern angeordneten drehbaren Tragflächensystem. Joseph Ksoll, Breslau, Roßpl. 12. 21. 8. 13. K. 55914.

77h. 281703. Prallluftschiff mit Versteifungsträger und Bogengurtaufhängung. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 10. 3. 14. B. 76270.

77h. 281680. Ballastsack für Luftfahrzeuge. Max Benrowitz, Königsberg i. Pr., Lizentstr. 4. 30. 8. 13. B. 73718.

77h. 281719. Fallschirmeinrichtung. Ernst Rabethge, Neukölln, Kaiser Friedrichstr. 175. 29. 1. 14. R. 39770.

77h. 281744. Luftschiffhülle aus diagonaldoubliertem Ballonstoff. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. 1. 10. 12. S. 37291.

77h. 281745. Verfahren zur Verhütung der schädlichen Wirkung der Verdrehung von langgestreckten Ballonhüllen unter Gasdruck. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. 1. 10. 12. S. 37292. 21. 12.

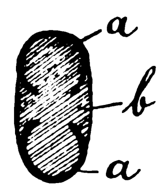
77h. 281802. Elastische Steuer- und Tragfläche für Flugzeuge. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Johannisthal b. Berlin. 20. 12. 13. R. 39510.

77h. 282030. Flugzeugrumpf, bestehend aus einzelnen Querverbandsringen und einer großen Anzahl von um diese herumgelegten Längsleisten. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Johannisthal b. Berlin. 6. 8. 13. R. 38501.

Auszüge aus den Patentschriften.

275734. Vorrichtung zum Abwerfen von Botschaften aus Flugzeugen mit einem den Behälter tragenden Fallschirm. Pierre Casimir Louis Claverie in Pierrefonds, Oise. — Der Fallschirm und der die Botschaft aufnehmende Behälter (Schachtel oder Sack) sind am oberen Teile einer starren Stange befestigt, welche unten ein Ballastgewicht trägt. Durch die starre Stange aus Holz oder Metall werden die Fallschirmfläche und der Depeschenhalter hochgehalten und bleiben so sichtbar. Bei Depeschenbehältern für Marinezwecke wird der Schwimmkörper am unteren Teile der Stange, über dem Ballastgewicht angeordnet, so daß der die Botschaften aufnehmende Behälter und der Fallschirm sich oberhalb des Wassers befinden.

275381. Strebe für Flugzeuggerüste. Ernst Böhringer in Böckingen, Württ. — Die abgerundeten Kanten des Stabes von ovalem Querschnitt sind durch Stahlblech geschützt.



Zu Nr. 275381.

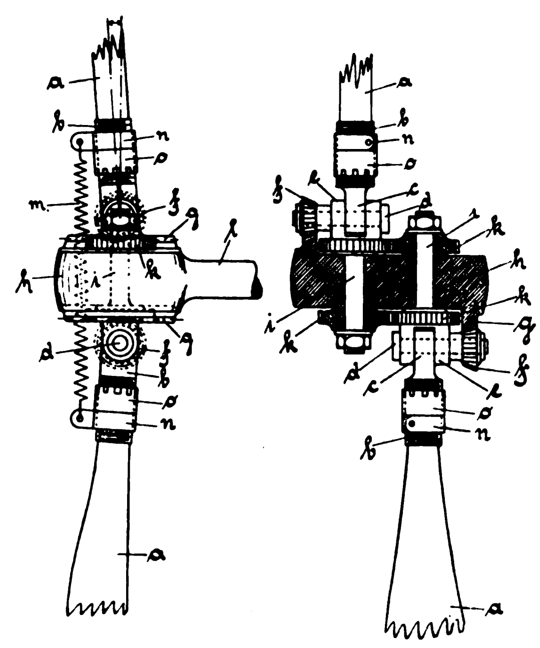
Das Stahlblech ist rohrförmig zusammengebogen und in entsprechende Nuten des Holzstabes eingeschoben. Der Stab wird alsdann in an sich bekannter Weise mit Stoff überzogen, der auf die Holzflächen festgeleimt wird.

272905. Schraubenflieger, welcher mit aus Klappen zusammengesetzten Flächen ausgestattet ist. Robert Bassel in Berlin. — Der Schraubenflieger ist mit aus Klappen zusammengesetzten Flächen ausgestattet. Die Fallschirmfläche besitzt eine rechteckige Grundrißform und satteldachartige Bauart mit bekleideten Giebelflächen und jalousieartig verstellbaren Klappen. Die Schraubenachse geht durch die Mitte des Firstes und des Grundrisses der Fallschirmfläche. Solange das Flugzeug auf dem Boden ruht, besitzt die Schraubenachse infolge geeigneter Ausbildung des Fahrgestells eine nur geringe Neigung gegen die Horizontale.

276932. Vorrichtung für Luftfahrzeuge zur stoßfreien Abgabe von Ballast oder Verankerung. Pietro Fabiani und Carlo Agnelli in Quarto dei Mille. — Zur Vermeidung von Stößen im Augenblick der Abgabe von Ballast oder des Verankerns wird das Kabel, an dem das Gewicht, der Anker dgl. hängt, über eine Trommel gewickelt. Diese Trommel ist einem Widerstand ausgesetzt, der selbsttätig gleichmäßig zu- oder abnehmen kann. Auf der einen Seite der Trommel wirkt eine Reibscheibe, gegen die mittels einer Feder ein beim Abwickeln des

Kabels von der Trommel allmählich abnehmender Druck dadurch ausgeübt wird, daß das andere Ende der Feder sich gegen ein Querstück abstützt. Dieses Querstück ist auf der die Kabeltrommel tragenden Welle aufgeschraubt und wird bei Umdrehung der Welle in der Längsrichtung derselben verschoben.

272 459. Propeller mit verstellbaren Flügeln, insbesondere für Luftfahrzeuge. Albert Hirth in Cannstatt-Stuttgart. — Die Propellerflügel *a* sind in Hülsen *b* gefaßt, welche mit Augen *c* an Gelenkbolzen *d* angreifen, die in Gabeln *e* drehbar gelagert sind. Die Bolzen *d* sind mit den Köpfen *c* der Hülsen *b* fest verbunden, so daß sich bei einer Drehbewegung der Flügel *a* um die Achse der Bolzen *d* letztere mitdrehen müssen. Gleichfalls auf den Bolzen *d* befestigt sind Kegelräder *f*, welche im Eingriff mit Zahnsegmenten *g* stehen, die auf dem Kopf *h* der Propellerwelle angebracht sind.



Zu Nr. 272 469.

Bei einer Drehung der Bolzen *d* wälzen sich die Zahnräder *f* auf den Zahnsegmenten *g* ab und drehen dabei die Propellerflügel um die Zapfen *i* der Gabeln *e* des Propellerwellenkopfes *h*.

265 905. Propellerantrieb durch einen Umlaufmotor, bei dem das Gehäuse mit den Zylindern nach der einen Richtung, die allen Kolben gemeinsame Kurbelwelle nach der entgegengesetzten Richtung umlaufen. Ansbert Vorreiter in Berlin. Bei diesem Umlaufmotor zum Antrieb von Flugzeugen rotiert die Kurbelwelle *K* in entgegengesetzter Richtung wie das Gehäuse *a* mit den Zylindern *C*. Um ein günstiges Verhältnis der Umdrehungen des Gehäuses mit den Zylindern zu den Umdrehungen der Kurbelwelle zu erhalten zwecks bester Ausnutzung der Arbeit des Motors und Erreichung einer möglichst einfachen Steuerung für die Ventile und die Zündung, laufen die Zylinder *C* nur so schnell, wie es nötig ist, um die Ungleichheit zwischen den Zylindern aufzuheben und die Luftkühlung, die bei sternförmiger Anordnung und feststehenden Zylindern nicht vollkommen ausreicht, zu unterstützen. Es genügen hierzu wenige hundert Umdrehungen der Zylinder in der Minute.

Bei dieser geringen Umdrehungszahl des Gehäuses *a* mit den Zylindern tritt die Corioliskraft sehr schwach auf, und die Reibungsverluste wie Abnutzung der Zylinder sind dementsprechend gering.

Für im Viertakt arbeitende Motoren empfiehlt sich eine Umdrehung der Zylinder auf drei Umdrehungen der Kurbelwelle, was vier relative Umdrehungen ergibt.

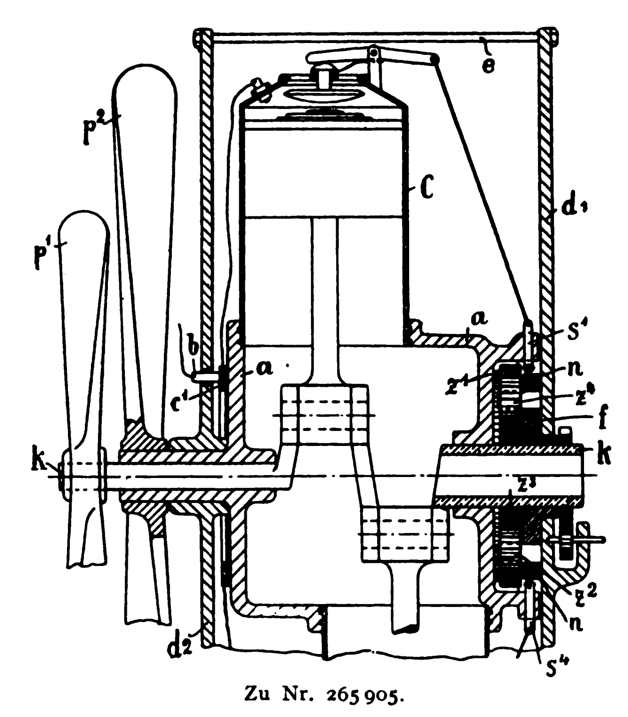
Um das Steuergetriebe Z^1 bis Z^4 zu entlasten, wird sowohl vom Gehäuse *a* der Zylinder *C* als auch von der Kurbelwelle *k* Arbeit übertragen, und zu diesem Zwecke werden beide mit Propellern p^1, p^2 ausgerüstet. Die Propeller erhalten jedoch verschiedene Steigung oder verschiedene Durchmesser, so daß durch ihren Widerstand die gewünschte Umdrehungszahl erreicht wird.

Der am Gehäuse befestigte Kranz Z^1 mit Innenverzahnung ist mit dem auf der Kurbel sitzenden Zahnrad Z^3 durch zwei Zahnräder Z^2, Z^4 gekuppelt, die sich auf fest mit der Scheibe *f* verbundenen Zapfen drehen. Das Übersetzungsverhältnis ist 1 : 3, d. h. die Kurbel dreht sich dreimal so schnell wie die Zylinder, aber in entgegengesetztem Drehsinne; demnach beträgt das Verhältnis der Umdrehungszahl der Zylinder zu den relativen Umdrehungen 4.

Hierdurch ergibt sich eine sehr einfache Anordnung für die Steuerung mittels der Nocken *n* und die Zündung mittels der Kontakte *b*.

d^1, d^2 sind feste Lagerarme, in welchen das Gehäuse *a* bzw. die Scheibe *f* drehbar gelagert sind.

Werden die Propeller in einer Achse angeordnet, wie in der Figur gezeichnet, so läßt es sich bei richtiger Wahl des Verhältnisses von Steigung und Durchmesser zwischen beiden Propellern erreichen, daß das gewünschte Verhältnis in den Umdrehungen von Kurbelwelle zum Zylindergehäuse von selbst eintritt. Dadurch wird das Zahnradgetriebe Z^1, Z^2, Z^3, Z^4 entlastet, da es dann nur die geringe Arbeit zur Betätigung der Ventile und der Zündung zu übertragen hat.



Zu Nr. 265 905.

In der gezeichneten Ausführung hat der auf der Kurbelwelle *k* befestigte Propeller p^1 einen wesentlich kleineren Durchmesser und geringere Steigung als der mit dem Gehäuse der Zylinder verbundene Propeller p^2. Dieser größere Propeller erhält zweckmäßig eine progressive Steigung, d. h. an der Nabe eine größere als am Umfang, wenn die Propeller vorn angeordnet sind, weil der mittlere Teil des Propellers p^2 die Luft (oder das sonstige Medium, in welchem es arbeitet) bereits mit der von dem Propeller p^1 erteilten Geschwindigkeit zugetrieben erhält.

Sind die Propeller hinten angeordnet, wobei dann der von der Kurbelwelle angetriebene Propeller p^1 die bereits vom Propeller p^2 in Bewegung gesetzte Luft erhält, so ist eine progressive Steigung des Propellers weniger angebracht, da es günstig ist, dem Luftstrom eine größere Geschwindigkeit im Zentrum zu erteilen.

Es ist auch zweckmäßig, beide Propeller möglichst nahe aneinander vorbeirotieren zu lassen, nur so weit entfernt, daß bei Vibrationen die Flügel nicht gegeneinander streifen, also ähnlich wie bei den Schaufeln der Turbinen, da der Wirkungsgrad hierbei verbessert wird.

Der vom kleineren Propeller gedeckte Teil des größeren Propellers kann auch schmale Flügel erhalten bzw. der mittlere Teil der Flügel fällt, wie bereits bekannt, überhaupt fort und wird durch Arme oder Speichen für die außen angebrachten Flügel ersetzt.

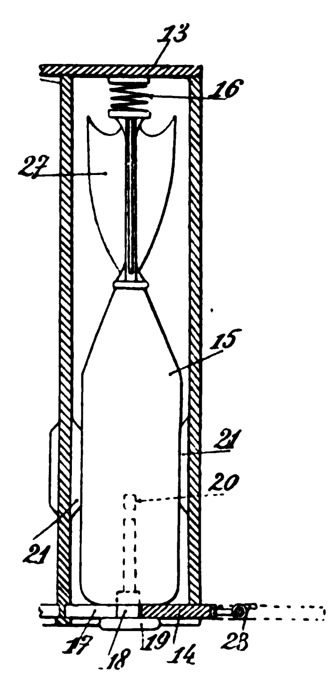
Natürlich läßt sich die Differenz in der Tourenzahl auch bei gleichem Durchmesser der Propeller allein durch verschiedene Steigung der beiden Propeller erzielen, und umgekehrt allein durch verschiedenen Durchmesser.

276969. Landungs- und Bergungsvorrichtung für Luftschiffe. Heinrich Middeldorf in Düsseldorf. — Bei Landungs- und Bergungsvorrichtungen für Luftschiffe, insbesondere solche starren Systems, deren Untergestell als Wagen ausgeführt ist, wird ein über die Rungen des Wagens durch Gelenke und Spiralfedern gehaltenes Gewebe angeordnet. Dieses besteht aus Taustricken oder Stahldraht zum Auffangen der vom Luftschiff herabhängenden Taue.

270813. Flugzeug, dessen Tragflächen um eine quer zur Flugrichtung und um je eine in der Flugrichtung

liegende Achse geschwenkt werden können. Hermann Kleiner in Leipzig-Gohlis. — Die Tragflächen des Flugzeugs können um eine quer zur Flugrichtung und um je eine in der Flugrichtung liegende Achse geschwenkt werden. Unter Vermittelung einer Kurbelwelle werden die in ihrem Anstellwinkel verstellbaren Tragflächen durch je einen besonderen, an der Steuersäule feststellbaren Handhebel mittels Schwinghebeln unabhängig voneinander um die in der Flugrichtung liegenden Achsen verstellt.

266 328. Abwurfvorrichtung für Bomben aus Luftfahrzeugen. Henri Guerre in Lyon, Frankreich. Die Bomben oder Torpedos *15* sind in einzelnen Kammern untergebracht, deren beweglicher Boden *14*, solange er die Kammer abschließt, nicht nur den Torpedo in derselben zurückhält, sondern auch sein zufälliges Explodieren verhindert. Der Boden wird in der Verschlußstellung durch den Torpedo *15* selbst festgehalten, der unter der Wirkung der Feder *16* mit Druck gegen den Boden *14*

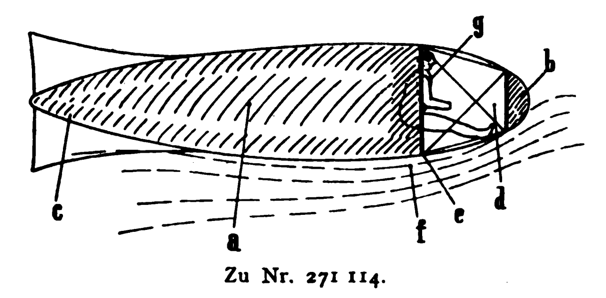


Zu Nr. 296 328.

anliegt und seine selbsttätige Verstellung verhindert. Am Boden *14* ist ein Schlitz *17* vorgesehen, der den Teil *18* des Schlagbolzens durchgehen läßt. Der breite Kopf *19* liegt außen gegen den Boden an. Der Schlagbolzen wird so in gewissem Abstand von der Sprengstoffkapsel *20* gehalten. Der Torpedo ist in seiner Kammer unbeweglich gelagert, eine seitliche Verstellung ist durch Führungen *21* und durch eine Feder *16* am Deckel *13* der Kammer verhindert. Durch Ziehen am Ring *23* kann der Deckel *14* geöffnet und damit die Bombe lanciert werden.

271 114. Flugzeugrumpf mit hinter Luftablenkungsflächen angeordnetem Führersitz. Ernst Carl Alexander Baumann in Obertürkheim b. Stuttgart und Ernst Emil Freytag in Zwickau i. Sa.

Der Führerstand oder -sitz ist im Flugzeugkörper derart angeordnet, daß einerseits der Führer vor dem Winde ohne Zuhilfe-

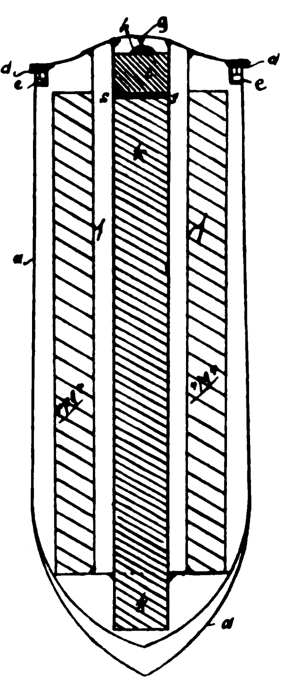


Zu Nr. 271 114.

nahme von Verglasungen vollständig geschützt ist, anderseits der freie Ausblick außer nach vorwärts und seitwärts auch nach abwärts vollkommen gewährleistet wird. Im vorderen Teil des luftschiffkörperartig ausgebildeten Flugzeugkörpers *a* ist ein nach allen Richtungen offener Ausschnitt *d* angebracht, in welchem der Führersitz *g* sich befindet; *b* ist die vordere abgestumpfte Spitze, welche die Luft ablenkt. Wenn ein solches luftschiffkörperartiges Flugzeuggestell durch die Luft in seiner Achsenrichtung bewegt wird, so strömt die Luft nach den Strömungsgesetzen für dieselben in sich der äußeren Form des Luftschiffkörpers anpassenden Strömungslinien *f* derart, daß also der im vorderen Teil für den Führersitz vorhandene Ausschnitt von der eigentlichen Luftströmung vollständig unberührt bleibt.

270 923. Geschoß zur Beförderung von Nachrichten aus Luftfahrzeugen. Emmy Nissen geb. von Rettberg in Kiel.

Mittels einer Signalpistole wird ein wasserdichter, geschoßförmiger Schwimmkörper *a* abgeschossen, der in seinem Innern ein gegen die Einwirkung von Nässe geschütztes Schreibband *f* und außerdem einen Feuerwerksraketensatz *k* enthält, der die Flugbahn des Geschosses kennzeichnet und nach dem Auftreffen desselben noch eine für das Auffinden des Geschosses ausreichende Zeit auf zureichende Entfernung den Treffpunkt erkennen läßt.



Zu Nr. 270 923.

Die Entzündung des Raketensatzes wird durch einem beim Abfeuern des Geschosses mittels Zündkapsel *g*, *h* zum Anbrennen gebrachte Zündschnur *i* bewirkt, welche während des ersten Teiles der Flugzeit im Innern des Geschosses glüht und die Entzündung des Raketensatzes erst dann hervorruft, wenn das Geschoß eine bestimmte Entfernung erreicht hat. Durch verschiedene Abmessung der Zündschnur läßt sich diese Entfernung so einstellen, daß das Geschoß die Gefahrzone verlassen hat, ehe die Licht- und Feuerwirkung einsetzt.

Das Schreibband ist aus einer doppelten Lage wasserdichten dünnen Stoffes und einer Lage festen Papieres hergestellt. Letzteres ist mit Kopierpapier überzogen. Der wasserdichte Stoff umschließt Kopier- und Schreibpapier von allen Seiten vollkommen wasserdicht. Das Niederschreiben der Nachricht erfolgt mittels eines spitzen Gegenstandes, im Notfall mit der Spitze eines Geschosses, auf die obere Lage des wasserdichten Überzuges.

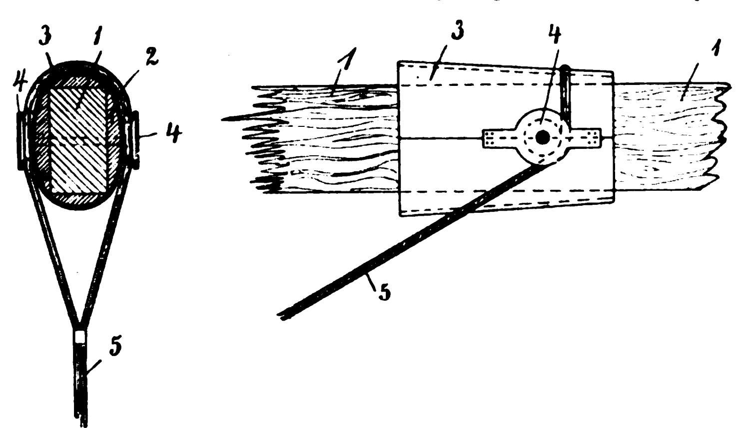
Regen und Ölspritzer können die im Innern entstehende Schrift nicht verwischen. Die Nachrichtengeschosse können in Gurtbändern, in Form der Patronenbänder, bequem vom Nachrichtengeber mitgeführt werden, wie auch die Signalpistole fertig zum Gebrauch im Gürtel untergebracht werden kann.

272 784. Flugzeug mit zur Erzielung einer Fallschirmwirkung schräg nach aufwärts einstellbarer Tragfläche. Wilhelm Sayn in Hochheim a. M. und Joseph Doufrain in Frankfurt a. M. — Eine Tragfläche ist in Verbindung mit zwei in bekannter Weise schräg nach vorn aufwärts gerichteten Tragflächen als Schwanzfläche angebracht. Die zum Flug erforderliche Schrägeinstellung der Tragfläche wird in ebenfalls bekannter Weise durch den bei laufendem Motor vom Propeller entwickelten Zug bewirkt.

271 143. Vorrichtung zur Erleichterung des Landens von Flugdrachen durch Höhensteuer, welche beim Landen ein Aufbäumen des Flugdrachens bewirken. Francesco Filiasi in Neapel. — Die Enden der Tragstangen der mit den Höhensteuern verbundenen Schwanzfläche sind in einem

im Gestell auf und nieder schiebbaren Bügel gelagert. Die Haltebänder dieses Bügels wickeln sich auf Scheiben auf, welche unter Wirkung von annähernd gleich starken, durch eine Kupplung miteinander zu verbindenden, aber nach entgegengesetzter Richtung ziehenden Federn stehen, so daß durch Abschalten der einen Feder die andere das Schwanzstück samt den Höhensteuern sofort in die äußerste Schräglage stellt. Die Kupplungsscheibe, an der die ausschaltbare Feder angreift, ist auf einer unter Federdruck stehenden Achse befestigt, die entweder vom Führer oder durch selbsttätig wirkende Mittel in axialer Richtung verschiebbar ist.

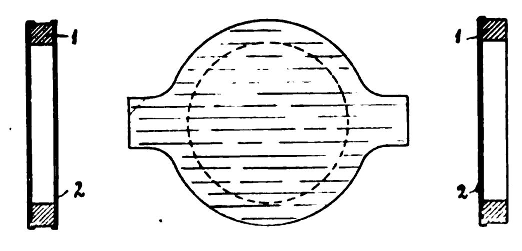
270 371. Kabelbefestigung für Flugzeuge. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Lichtenberg. — Auf dem Flügelträger (Holm) 1 sind Belagstücke 2 aufgelegt. die dem Träger bei elliptischem, rundem oder viereckigem Querschnitt eine konische Gestalt geben. Auf den so hergestellten konischen Bund ist eine Metallhülse 3 aufgeschoben, die an jeder



Zu Nr. 270 371.

Seite mit knopfartigen Erhöhungen 4 versehen ist. Die Kabel 5 werden über die Hülse 3 gelegt, derart, daß sie sich in der aus Fig. 1 und 2 ersichtlichen Weise um die Knöpfe legen, so daß sie nach Art einer Schlinge den Träger umspannen. Es können entweder die Kabel selber zu der Schlinge ausgebildet sein oder, was zweckmäßiger ist, die Schlinge ein besonderes Stück bilden, an das erst das Kabel angreift.

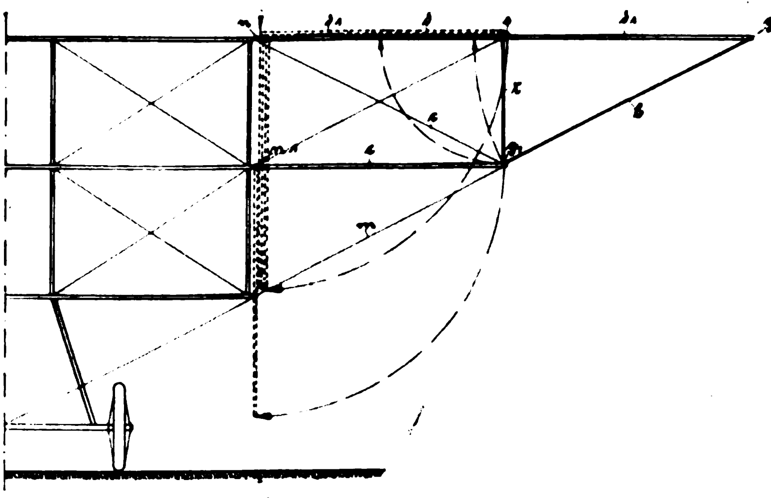
271 299. Ring zur Herstellung von Querverbänden bei Flugzeugrümpfen. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Lichtenberg. — Es werden neuerdings die Rümpfe von Flugzeugen dadurch hergestellt, daß die Längsträger durch Querverbände verbunden werden, die ringförmige Gestalt haben. Diese Querringe haben bedeutende Drücke aufzunehmen und müssen infolgedessen sehr kräftig gehalten sein. Um ihr Gewicht zu vermindern, hat man die Ringe auch schon nach dem Prinzip der Speichenräder hergestellt, bei denen die Speichen nur auf Zug beansprucht sind. Diese Speichenkonstruktionen lassen aber die gewünschte Vereinfachung vermissen, da sie immer noch eine große Anzahl von Verschraubungen u. dgl. enthalten.



Zu Nr. 271 299.

Gemäß der Erfindung wird die Wirkung der Tangentialspeichen durch einen Stoffbezug 2 erreicht, der auf dem Ring 1 zweckmäßig durch Aufleimen od. dgl. befestigt ist. Wenn ein derartig armierter Ring in einer Richtung auf Druck beansprucht wird, wird der mit ihm verbundene Stoff in der darauf senkrechten Richtung in seiner ganzen Länge auf Zug beansprucht. Es ergibt sich demnach eine sehr geringe spezifische Flächenspannung, weshalb der Stoff sehr dünn gewählt werden kann. Ein so armierter Ring wird nunmehr durch Druckkräfte nicht mehr auf Biegung beansprucht, sondern nur auf Druck innerhalb der Felge. Dieser als Querverband dienende Ring ist bei der Ausführungsform nach Fig. 2 auf beiden Seiten und bei der nach Fig. 3 auf einer Seite mit Leinwand 2 beklebt.

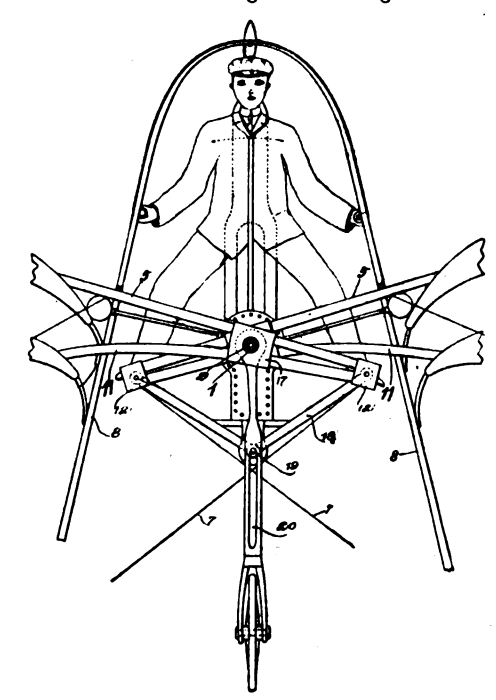
272 770. Mehrdecker mit umklappbaren Flächenenden nach Patent 268368. August Euler in Frankfurt a. M.-Niederrad. — Die oberste Tragfläche des Mehrdeckers mit umklapp-



Zu Nr. 272 770.

baren Flächenenden besteht aus zwei in bekannter Weise durch Scharniere vereinigten, zusammenklappbaren Teilen *d*, *d*¹. Der innere Teil *d* mit der darunter liegenden Tragfläche *e* ist durch eine oder mehrere lösbare Stangen *t* nochmals verbunden.

273512. Flugzeug mit paarweise angeordneten, um die Flugzeuglängsachse bewegbaren Tragflächen. John Emery Harriman jr. in Boston, Mass., V. St. A. — Die paarweise angeordneten, um die Flugzeuglängsachse bewegbaren Tragflächen haben über der Drehachse verlängerte Holme. Der Flieger steht auf den Enden der aus beliebig vielen Tragflächen bestehenden



Zu Nr. 273 315.

Flügel und bewirkt, daß die Flügel einerseits und der Flieger (als Gewichtsbelastung) anderseits sich entgegengesetzt zueinander auf- und abwärts bewegen. Die inneren, sich in der Flugzeugachse (1, 2) kreuzenden und um diese drehbaren Verlängerungen der Flügelholme oder Rahmen (5, 11) sind an ihren als Stützen für den Flieger dienenden Enden mit der auf und ab beweglichen Welle (19) zu einem Gelenkparallelogramm verbunden.

274649. Flugzeug mit um zwei senkrecht zueinander liegende Achsen pendelnd angeordneten Tragflächen. Ernst Landmann in München. — Die Tragflächen können noch um eine dritte Achse zwecks Seitensteuerung mittels einer auf den Tragflächen sitzenden senkrechten Kielfläche geschwenkt werden, wobei die Verstellung der Tragflächen durch einen mit ihnen fest verbundenen Hebel erfolgt.

280165. Luftschiff mit zusammenlegbaren Fallschirmflächen zwischen Gondel und Tragkörper. Heinrich Voß in Lübeck. — Die Fallschirmflächen bestehen aus einem zugleich feuerfesten und kugelsicheren Stoff und bieten im zusammengelegten Zustande, da dann zweifache Dicke, dem Tragkörper erhöhten Schutz gegen Geschosse von unten.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Taschenbuch der Luftflotten mit besonderer Berücksichtigung der Kriegsluftflotten. 2. Jahrgang 1915: Kriegsausgabe. Mit teilweiser Benutzung amtlicher Quellen, herausgegeben von F. Rasch, Generalsekretär des Deutschen Luftfahrer-Verbandes, und W. Hormel, Kapitänleutnant a. D. 8°. 353 Seiten mit 450 Bildern, Skizzen und Zeichnungen und 1 farbigen Tafel der Kriegsflaggen. J. F. Lehmanns Verlag in München. Preis in Leinwand M. 4.

Der erste Teil ist der umfangreichste und behandelt die Luftfahrzeuge aller Staaten. Er enthält ausführliche Luftschifflisten (Heer und Marine) von Deutschland, Belgien, England, Frankreich, Italien, Japan, Niederlande, Österreich-Ungarn, Rußland, Spanien, Türkei, Vereinigte Staaten mit Bildern, Skizzen und Schattenrissen der Luftschiffe, Tabellen zur vergleichenden Übersicht über die Luftschiffe der verschiedenen Staaten, die Luftschiffwerften, alphabetische Liste aller Luftschiffe, Liste mit Abbildungen der Luftschiffhallen. Ausführliche Liste der Militär- und Marine-Flugzeuge von Deutschland, England, Frankreich, Italien, Niederlande, Österreich-Ungarn, Rußland, Schweiz, Vereinigte Staaten mit Bildern und Skizzen der Flugzeuge. Liste und Abbildungen der wichtigsten Motoren für Luftschiffe und Flugzeuge. Liste und Abbildungen der Drachenballone System Parseval-Sigsfeld, Tabelle über Kugelballone, Abbildungen von Fesseldrachen. — Der zweite Teil enthält Angaben über die Ballonabwehrkanonen und Maschinengewehre für Flugzeuge. — Der dritte Teil enthält die Organisation des Militär-Flugwesens in Deutschland, Belgien, England, Frankreich, Italien, Japan, Rußland, Schweiz und Vereinigte Staaten. — In dem vierten Teil sind enthalten Tabellen für die Praxis der Luftfahrer und Techniker zum Gebrauch bei der Lektüre von in- und ausländischer Fachliteratur.

Für Militär- und Zivil-Flieger, Ingenieure für Luftfahrzeugbau, wie jeden an der Luftfahrt Interessierten ist dieses Werk ein notwendiges Nachschlagebuch. A. V.

Bedeutung und Wesen des Patentanspruchs. Kritische Studie von Georg Wilhelm Häberlein, Dr. phil. et jur. Verlag Julius Springer, Berlin. Preis M. 2,60.

Lehrbuch der Meteorologie. Dritte umgearbeitete Auflage. Unter Mitwirkung von Prof. Dr. R. Süring herausgegeben von Prof. Dr. Julius v. Hann. Verlag Chr. Herm. Tauchnitz, Leipzig. Mit 28 Tafeln, 4 Tabellen und 108 Abbildungen im Text. Großquart. 832 Seiten. Preis geh. M. 36, gebd. M. 39.

Der Krieg. Wirtschaftliches, Statistisches, Technisches. Verlag Georg Müller, München. Preis M. 2. (12. Auflage.)

Das jetzt besonders aktuelle Buch ist interessant geschrieben und enthält viel Wissenswertes. Aus dem reichen Inhalte sei hervorgehoben: I. Die Stärke der neuen Heere, Verpflegung und Munition, Statistische Zahlen über Umfang, Bevölkerung, Kriegs- und Friedensstärke der Armeen. II. Die »Großmacht« Serbien, Das »neutrale« Belgien, Antwerpen, Die wirtschaftliche Stärke Belgiens. III. Die Kampfesweise der Franzosen, Das russische Heer, Der Kosak, Französische Festungen, Das »starke« Paris, Englands Landheer, Unsichere Kolonien, Was kostet ein Weltkrieg? IV. Der Generalquartiermeister, Feldpost, Rotes Kreuz, Der Kriegsberichterstatter, Kriegsorden, Kriegsgefangene. V. Mine und Torpedo, Luftschiff, Eisenbahn und Auto, Funkentelegraphie und Fernsprecher, Optische Signale. VI. Die Aufgaben der Kavallerie, Tempo des modernen Krieges und Feldzugplan. VII. Volksernährung und Krieg.

Telephon- und Signalanlagen. Von Oberingenieur C. Beckmann. Ein praktischer Leitfaden für die Errichtung elektrischer Fernmelde-(Schwachstrom-)Anlagen. Verlag Julius Springer, Berlin. 312 Seiten mit 426 Abbildungen und Schaltungen. Preis M. 4.

Dieses neue Werk von Beckmann, Oberingenieur der Aktiengesellschaft von Mix & Genest, behandelt alle wichtigeren Anlagen und die dazu gehörigen Apparate vom Standpunkte der sachgemäßen Montage aus. Die von der Kommission des »Verbandes Deutscher Elektrotechniker« und des »Verbandes Elektrotechnischer Installationsfirmen in Deutschland« für die Errichtung elektrischer Fernmelde-(Schwachstrom-)Anlagen herausgegebenen besonderen Leitsätze sind dem vorliegenden Werk zugrunde gelegt. Der erste Teil des Werkes ist für die Einführung in die Schwachstromtechnik in technischen Lehranstalten und Fortbildungsschulen Lehrern und Schülern besonders zu empfehlen, während die übrigen Kapitel Wissenswertes und Interessantes für all die enthalten, die Schwachstromanlagen jeder Art projektieren, herstellen, beaufsichtigen oder prüfen wollen. Aus dem Inhalt: 1. Die wichtigsten Konstruktionselemente der Fernmeldetechnik. 2. Leitungsbau. 3. Apparate und Schaltungen. 4. Gesetzliche Verordnungen und Normalien.

Anleitung zum Bau von Schwachstromanlagen. VII. vermehrte und verbesserte Auflage. Herausgegeben von der Aktiengesellschaft Mix & Genest, Telephon- und Telegraphen-Werke in Berlin-Schöneberg. 1914. Polytechnische Buchhandlung A. Seydel. 594 S. mit 857 Abbildungen. Preis M. 6.

Das Werk behandelt nach ausführlicher Einleitung ganz besonders die Kapitel: A. Haustelegraphenanlagen; B. Einzelapparate der Telephonie; C. Fernsprechanlagen; D. Zentral- und Nebenstellenanlagen; E. Spezial-Telephonapparate; F. Sicherheits- und Kontrollapparate; G. Grubenapparate; H. Stromerzeuger; J. Leitungsbau; K. Werkzeuge; L. Gebäudeblitzableiter.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

Unsere verehrlichen Mitglieder bitten wir, gemäß dem Beschlusse der III. Ordentlichen Mitgliederversammlung, ihren Mitgliedsbeitrag von **25 M.** für das IV. Vereinsjahr 1915 einsenden zu wollen.

Wir freuen uns, bei dieser Gelegenheit über die Tätigkeit unserer Gesellschaft berichten zu können, daß sie getreu den von unserem Ehrenvorsitzenden, Sr. Königlichen Hoheit, Prinz Heinrich von Preußen, bei der Gründung festgelegten Grundsätzen auch in dieser schweren, über unser Vaterland hereingebrochenen Kriegszeit in gewohnter Weise zu den Arbeiten der Behörden herangezogen wird und diese Arbeiten aufrecht erhält. So erledigte z. B. der »Ausschuß zur Beurteilung von Erfindungen« allein in der Kriegszeit etwa 150 dem Kriegsministerium, den Reichsbehörden, der Nationalflugspende etc. zugegangene Erfindungsgesuche. Auch das innere Vereinsleben wird durch die Versendung unserer »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« sowie durch die weitere Fertigstellung des Jahrbuches III 1914, dessen Lieferungen 1 und 2 noch weitere Arbeiten folgen werden, erfolgreich aufrecht erhalten.

Da nun das Luftfahrtwesen im Felde einen überraschenden Aufschwung genommen hat, der auf die Entwicklung der Luftfahrt-Technik sicher einen günstigen Einfluß ausüben wird, so kann mit Sicherheit angenommen werden, daß nicht nur die Arbeiten unserer Gesellschaft von den Behörden in weit größerem Maße in Anspruch genommen sondern auch die Arbeitsgebiete selbst sich wesentlich erweitern werden, — wenn erst nach Niederringung unserer Feinde ein gesicherter Frieden gedeihliche Tätigkeit wieder zulassen wird. Daß diese Zeit nicht mehr fern liege, sei unser aller Wunsch!

Mit vorzüglicher Hochachtung

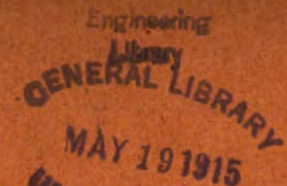
Der Vorstad:

Dr. von Böttinger, Elberfeld. Dr. von Parseval, Charlottenburg. Dr. Prandtl, Göttingen.

Der Geschäftsführer:
Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.





Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 27. Februar 1915. | Heft 3 u. 4.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI **27. Februar 1915.** **Heft 3 und 4.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Untersuchungen über den Normalluftwiderstand = *K*.

Von **Gustav Lilienthal.**

Während meines Aufenthalts in Rio de Janeiro vor einigen Jahren hatte ich mich in meiner freien Zeit bemüht, die Größe des Normaldruckes auf eine an einem Drehungsarm befestigte ebene Fläche so zu ermitteln, daß kein störender Mitwind entstehen konnte.

Es stand mir zu diesem Zweck ein Raum von 12 m im Quadrat bei einer Höhe von 8 m zur Verfügung. Ich verwendete einen Apparat, an dem ein drehbarer Arm von 9 m Länge einen Viertelkreis beschrieb. Die Meßfläche war 0,25 qm groß. Da die Fläche die Bahn des Viertelkreises nur einmal zurücklegte, so traf sie stets ruhende Luft. Der gleichmäßige Lauf wurde durch die Kurve einer schwingenden Feder, an deren Ende ein kleiner Pinsel mit Farbe befestigt war, kontrolliert. Die Feder war 1 m vom Drehpunkt befestigt, und sie bewegte sich über einem Meßtisch mit darauf gebreitetem Papier (Fig. 1 u. 2).

Das Resultat war jedoch nicht zuverlässig genug wegen der Kürze der Beobachtung und der Kleinheit des Raumes. Nach meiner Rückkehr nach Deutschland im Frühjahr 1913 unternahm ich sogleich neue Versuche in einem größeren Maßstab.

Durch die Freundlichkeit der Direktion des Elektrizitätswerkes Südwest wurde mir eine große leere Maschinenhalle in Schöneberg zur Verfügung gestellt von 32 m freier Breite bei 60 m Länge, bei einer Höhe von 15 m.

Anstatt des früheren Viertelkreislaufes baute ich einen Halbkreislauf, dessen Radius bis zum Druckzentrum der Fläche eine Länge von 14,137 m hatte. Dies ergibt einen Halbkreis von 45 m. Fig. 3 zeigt den Grundriß und Fig. 4 die Seitenansicht des Apparates. Fig. 5 und 6 sind photographische Aufnahmen desselben. Die Konstruktion sei durch Nachstehendes erklärt.

An einem Pfosten von T-förmigem Profil *A*, welcher durch Streben und Verankerung mit der Hallenwand sowie mit der Brüstung der Galerie verankert und in senkrechter Stellung erhalten wird, ist mittels Scharnieren das Brett *B* drehbar. Am unteren Ende desselben ist der Arm *C* befestigt, welcher an einem Querhaupt *H* am oberen Ende von *B* mittels Drähten in wagerechter Lage gehalten wird. Das Ende des Armes trägt die Meßfläche, deren Druckzentrum bestimmt ist nach dem Schwerpunkt einer abgestumpften Pyramide. Die Basis dieser Pyramide wird gebildet durch das Quadrat der äußeren Bahnlänge der Meßfläche. Die Fläche der abgestumpften Seite ist gleich dem Quadrat der inneren Bahnlänge. Die Höhe des Pyramidenstumpfes bildet die Breite der Meßfläche.

Am Anfang des Armes und auf diesem liegend ist eine Seilscheibe, deren Radius 0,696 m ist, angebracht, deren Mittelpunkt in dem Scharnierpunkt des sich drehenden Brettes *B* liegt. Von der Seilscheibe wird ein Drahtseil über die Rolle *E* geführt, an dem das Gewicht *F* hängt. Als Rolle diente ein auf Kugellagern laufendes Rad von 35 cm Durchmesser, dessen Reibungsvermehrung beim Vollgang gegenüber dem Leergang vernachlässigt werden konnte. Unterhalb *F* hängt noch ein kleineres Gewicht *f*, wodurch bewirkt wird, daß der Vorlauf zur Überwindung der Trägheit möglichst kurz wird.

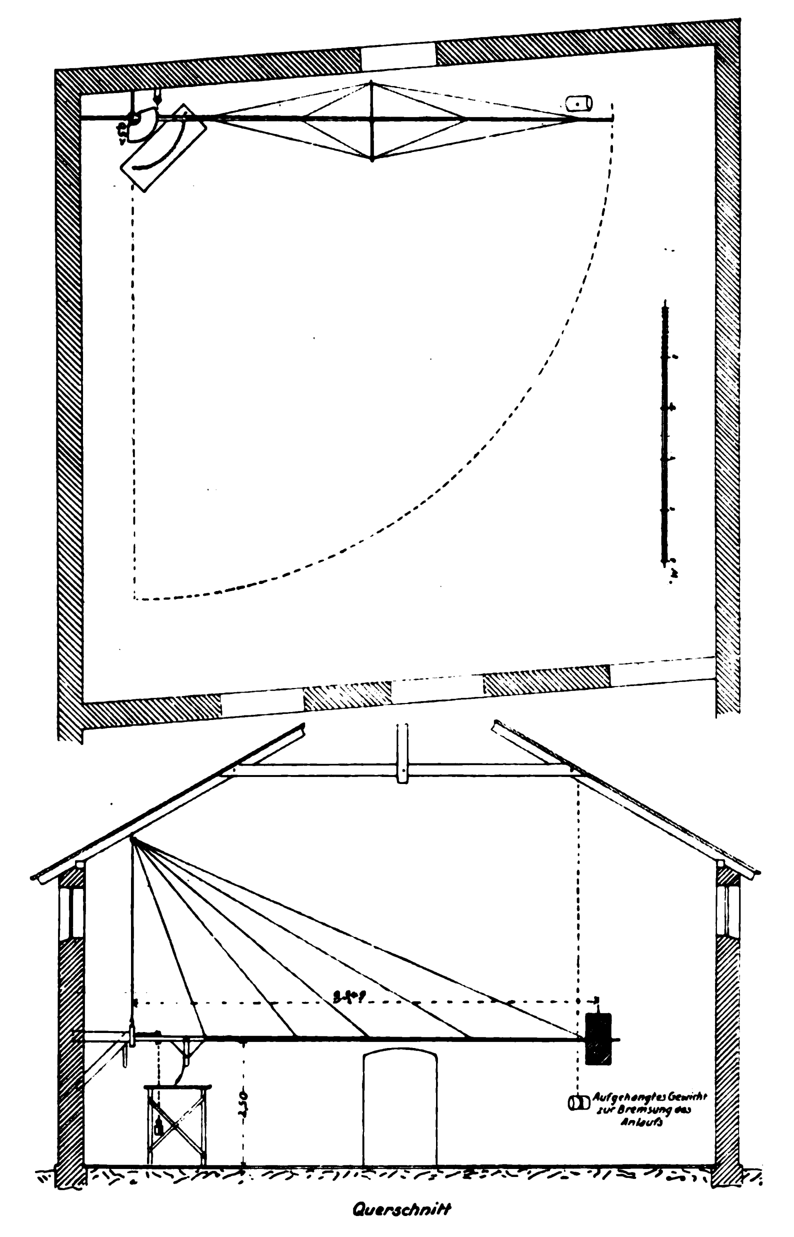


Fig. 1 und 2.

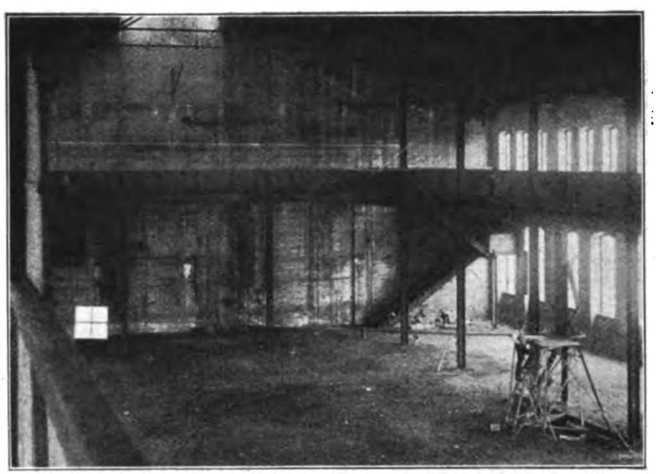


Fig. 5.

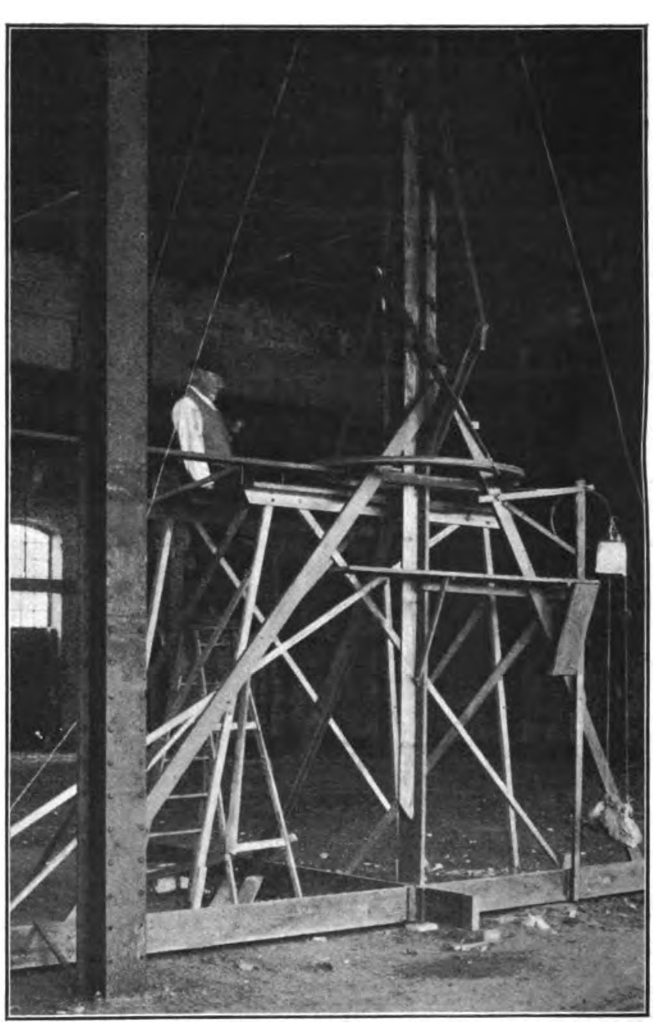


Fig. 6.

Für den Vorlauf ist eine Drehung des Armes von 40° vorgesehen und durch Versuche festgestellt, daß dann die Drehungsbewegung gleichmäßig geworden ist. Dies erkennt man aus einer Halbkreiszeichnung von 1 m Radius mit Gradteilung, welche auf einem Meßtisch *G* befestigt ist. Der Arm dreht sich 10 cm oberhalb dieser Zeichnung. Holzstäbchen, mit einer Platte unten versehen, werden auf die Gradteilung aufgestellt und von dem Arm beim Passieren umgestoßen. Man kann auf diese Weise genau messen, in welcher Zeit der Arm von 40° bis 160°, also 120°, sich bewegt hat.

Da die halbkreisförmige Bahn der Meßfläche 45 m lang ist, so liegt diese bei einer Winkelbewegung von 4° 1 m zurück.

Es wurde zunächst mit einer Fläche von 1 qm gearbeitet, welche die zu beobachtende Bewegung von 120°, also 30 m, in 1, 2 und 3 Sekunden zurücklegte.

Zur Kontrolle des gleichmäßigen Laufes wurde die Zeit der Stellung 40° bis 80°, 80° bis 120° und 120° bis 160° kontrolliert. Erst wenn die Größe des Vorlauf- und des Leerlaufgewichtes so bemessen war, daß die einzelnen Bewegungsabschnitte dieselbe Zeit dauerten, wurde die Fläche am Arm befestigt, nachdem vorher ein Gewicht, welches dem Gewicht der Fläche entspricht, von dem Ende des Armes entfernt war. Die Belastung für den Vollauf wurde dann so weit vermehrt, bis dieselbe Geschwindigkeit des gleichmäßigen Leerlaufes erreicht war. Das gefundene Gewicht ist mit dem Wirkungsgrad des Antriebs $\frac{14,137}{0,696} = 20,31$ zu dividieren. Der gefundene Quotient ist gleich dem Luftwiderstand auf die Meßfläche. Dieser Wert, dividiert durch das Quadrat der sekundlichen Geschwindigkeit und reduziert entsprechend der Temperatur auf 15° C ergibt den Wert *K*. Eine weitere Reduzierung bezüglich des Barometerstandes wurde vernachlässigt, weil alle Messung bei 755 bis 765 mm vorgenommen wurden.

Eine andere Fläche von 4 qm konnte nur mit 1 sek/m Geschwindigkeit versucht werden.

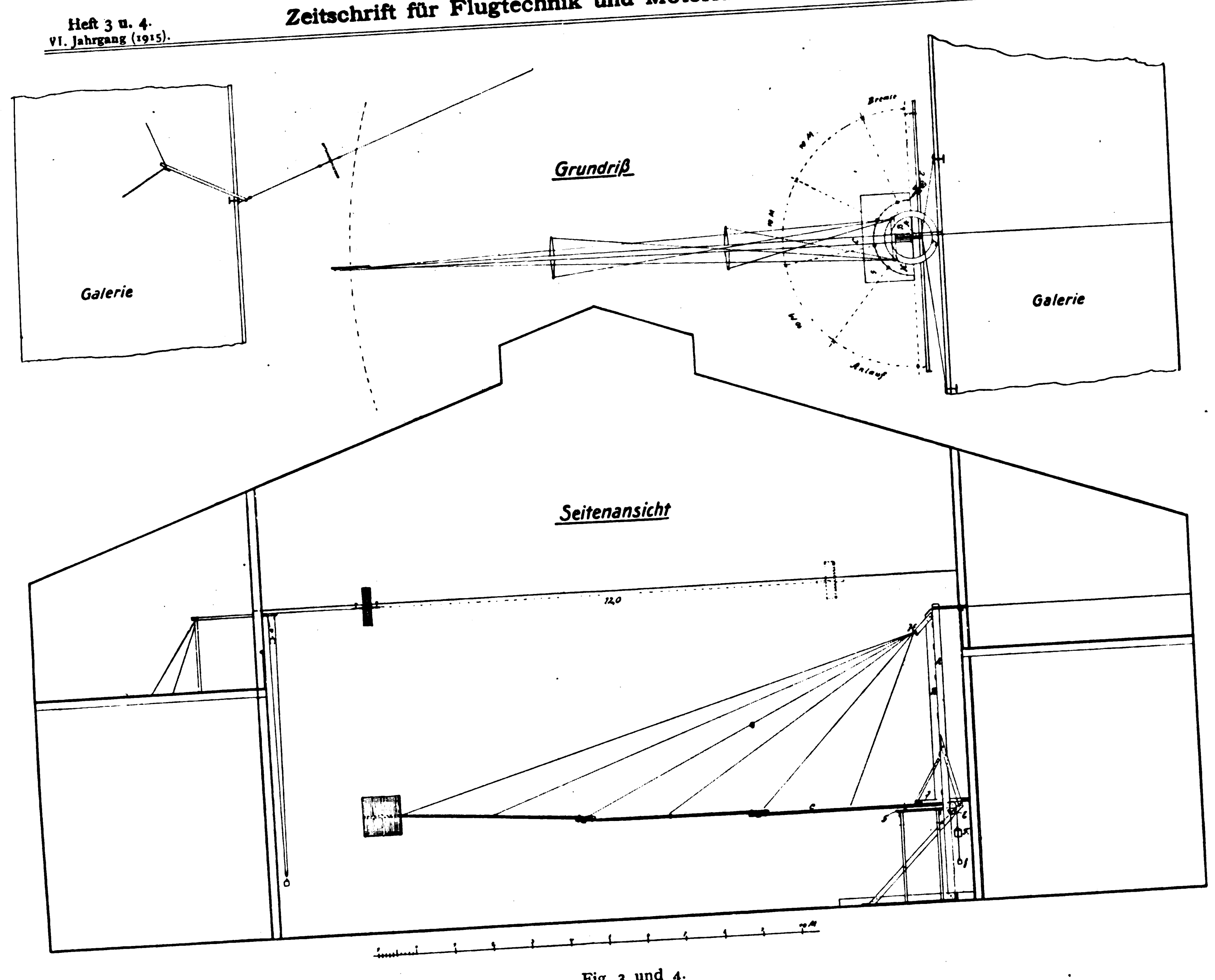


Fig. 3 und 4.

Die Tabelle I auf S. 20 gibt die erhaltenen Werte.

Demnach stellt sich der Wert für K auf 0,096 bis 0,097 für die 1 qm große Fläche und 0,105 für die 4 qm große Fläche bei bogenförmiger Bewegung.

Ich habe außerdem noch geradlinige Schleppversuche mit einer Fläche von 1×1 m angestellt, welche aus der Tabelle II auf S. 21 zu ersehen sind.

Auf Fig. 5 u. 6 ist die Einrichtung dargestellt, Fig. 7 u. 8 zeigen photographische Aufnahmen.

Ein 5 mm starker Draht ist sehr stramm zwischen zwei Säulen der Galerie schräg durch das Mittelschiff der Halle gespannt, so daß derselbe 20 m frei hängt. Hiervon dienen 4 m zum Anlauf und 4 m zum Bremsen der Geschwindigkeit, verbleiben also 12 m zum Beobachten. An dem Draht hängt mittels zweier Rollen ein Stab, an dem die Meßfläche befestigt wurde.

Beim Leerlauf wurde an Stelle der Fläche ein entsprechendes Gewicht an dem Stabe befestigt. Der Stab wird mittels einer feinen Schnur über Rollen durch angehängte Gewichte vorwärts gezogen. Die Zeit des Laufes wurde durch Stoppuhr festgestellt. Das für 2 und 3 sek/m gefundene K beträgt 0,102 resp. 0,101 kg. Für vermehrte Reibung der Rollen beim Vollgang ist hiervon 1% abzurechnen.

Auf Grund dieser Versuche nehme ich für meine Rechnungen den Wert für »K« mit 0,1 kg an.

Es ist mir bekannt, daß Eiffel durch Fallversuche nur $K = 0{,}066$ kg erhielt. Bei diesen Messungen, welche im Freien zwischen dem Gerüst des Eiffelturms vorgenommen wurden, waren mehrere automatische Schreibvorrichtungen angebracht, so daß man annehmen kann, der Druck auf die verhältnismäßig kleine Fläche würde beträchtlich vermindert. Dr. Föppel gibt für die von ihm in Göttingen vorgenommenen Versuche $K = 0{,}075$ kg an. Er hebt in seiner Doktorschrift hervor, daß dieser Wert dem von Langley durch Rundlauf gewonnenen sehr nahe kommt, $K = 0{,}080$.

Über den störenden Einfluß des Mitwindes an Rundlaufapparaten habe ich besondere Versuche angestellt.

Ich baute einen kleinen, sich senkrecht drehenden, sehr feinfühligen Rundlauf (Fig. 9, 10 und 11). Auf Tabelle III (S. 21) sind zwei Versuchsreihen mit einer Fläche von 8×20 cm benutzt, deren Größe nach Abzug des Rahmenwerkes netto 138,2 qcm betrug.

Bei den Versuchen wurde mit gleichbleibender Belastung gearbeitet und die Zeit für die erste und die folgenden sechs Umdrehungen registriert, dabei jedesmal vom Anfang der ersten Umdrehung beginnend, so daß man die Zunahme der Geschwindigkeit von einem Umlauf zum andern durch Subtraktion erhalten konnte.

Tabelle I.

Halbkreisbahn.

Datum	Größe der Fläche qm	Netto-belastung kg	gemess. Zeit für 30 m Lauf kg	Zeit im Durchschnitt Sek.	Geschwindigkeit in sek/m	Temperatur	K bei 15° C	Mittlere Werte für K
25.6.13	1,0	1,960	31,0	30,01	1,0	16°	0,097	0,096
			30,8					
			29,6					
			30,2					
			30,0					
			29,6					
			30,0					
13.10.13	1,0	1,950	30,0	30,0	1,0	11°	0,095	
			30,0					
			30,0					
			30,0					
			30,0					
13.10.13	1,0	7,950	15,0	14,99	2,0	10°	0,096	0,096
			15,0					
			15,0					
			15,0					
			15,0					
			15,0					
			15,0					
			14,8					
			14,9					
			15,1					
			15,0					
			15,0					
			15,0					
			15,0					
18.10.13	1,0	18,750	10,0	10,0	3,0	8°	0,100	0,097
19.10.13	1,0	16,850	10,5	10,55	2,84	6½°	0,099	
			10,6					
19.10.13	1,0	17,350	10,1	10,32	2,90	6½°	0,098	
			10,3					
			10,6					
			10,3					
19.10.13	1,0	17,650	10,0	10,21	2,93	8°	0,098	
			10,4					
			10,0					
			10,4					
			10,4					
			10,1					
			10,2					
			10,2					
			10,2					
			10,2					
19.10.13	1,0	18,150	9 7	9,97	3,01	8°	0,096	
			10,0					
			10,0					
			10,0					
			10,1					
			10,0					
			10,0					
19.10.13	1,0	18,300	10,1	10,0	3,0	9°	0,098	
			9,9					
			10,0					
			10,0					
			9,9					
			10,1					
			10,0					
19.10.13	1,0	18 450	9,8	9,92	3,02	9°	0,097	
			10,0					
			9,9					
			10,0					
10.11.13	1,0	18,296	10,0	10,0	3,0	8°	0,098	
			10,0					
			10,0					
15.11.13	1,0	18,220	10,1	10,1	2,97	7°	0,098	
			10,1					
			10,1					

Tabelle I (Schluß.)

Datum	Größe der Fläche qm	Netto-belastung kg	gemess. Zeit für 30 m Lauf kg	Zeit im Durchschnitt Sek.	Geschwindigkeit in sek/m	Temperatur	K bei 15° C	Mittlere Werte von K
15.11.13	1,0	18,520	10,0	10,0	3,0	7½°	0,098	0,097
			10,0					
			10,0					
			10,0					
			10,0					
			9,9					
			10,1					
			10,0					
			9,9					
			10,1					
			10,0					
15.11.13	1,0	17,920	10,3	10,2	2,94	8°	0,098	
			10,1					
			10,3					
			10,0					
			10,3					
			10,3					
			10,1					
15.11.13	1,0	16,420	10,6	10,5	2,85	8½°	0,096	
			10,4					
			10,5					
15.11.13	1,0	13,885	11,3	11,3	2,65	8½°	0,095	
			11,3					
15.11.13	1,0	18,440	10,0	10,0	3,0	7½°	0,098	
3.8.13	4,0	8,570	30,0	30,0	1,0	21°	0,107	0,105
23.8.13	4,0	8,500	30,4	30,3	0,99	20°	0,104	
			30,6					
			30,2					
			30,2					
			30,1					
			30,2					
8.9.13	4,0	8,565	30,0	30,0	1,0	17°	0,106	
			30,2					
			30,0					
			29,8					

Vor der Inbetriebsetzung mit der Fläche wurde der Apparat ohne Fläche ausbalanciert. Das Gewicht der Bespannung war vorher durch ein Blechstückchen im Schwerpunkt des Flächenrahmens befestigt. Da der Apparat außerordentlich empfindlich war, so war es nötig, auch den Tropfen Syndetikon, mit dem die papierne Fläche an den Rahmen geklebt werden sollte, vorher auf dem Rahmen zu verteilen. Selbst dieses geringe Gewicht hätte sonst störend sich geltend gemacht. So vorbereitet, wurde die Belastung für die Erzielung des Leerganges mit der beabsichtigten Umdrehungsgeschwindigkeit ermittelt. Trägt man die Zeit der einzelnen Umdrehungen des Vollganges in gleichen Abständen senkrecht nebeneinander als Linien entsprechender Länge auf (Fig. 12) und verbindet die Endpunkte dieser Linien miteinander, so entsteht eine ~ förmige Kurve. Diese Kurve fällt zuerst ziemlich steil ab entsprechend der Überwindung der Trägheit. Die Beschleunigung erreicht ein Minimum an der gekreuzten Stelle und nimmt dann erst wenig, nach und nach aber mehr zu.

Der Wendepunkt der Kurve liegt fast genau bei demjenigen Zeitpunkt, an welchem der Apparat im Leergang eine gleichmäßige Bewegung erreicht hatte.

Die verstärkte Neigung der Kurve zeigt deutlich den Einfluß des Mitwindes schon bei den verwendeten geringen Geschwindigkeiten, bei denen die Fläche erst nach 7 bis 8 Sek. wieder an dieselbe Stelle zurückkehrte.

Arbeitet man mit großen Geschwindigkeiten, so erfordert der Rundlauf eine längere Vorlaufzeit zur Erzielung einer gleichmäßigen Bewegung. Selbst der leerlaufende Apparat erzeugt dann schon Mitwind um so mehr, je häufiger die Umdrehungen stattfinden. Gleichmäßig kann der Lauf erst werden, wenn der Mitwind ein Maximum erreicht hat. Wann dies eintritt, hängt von der Größe und Form des Raumes ab, in dem die Versuche vorgenommen werden.

Tabelle II.

Gerade Bahn.

Datum	Größe der Fläche qm	Netto-belastung kg	gemess. Zeit für 30 m Lauf kg	Zeit im Durchschnitt Sek.	Geschwindigkeit in sek/m	Temperatur	K bei 15° C	Mittlere Werte für K
13. 7. 13	1,00	0,402	6,0	6,0	2,0	25,5°	0,103	0,102
24. 7. 13	1,00	0,400	6,0	6,0	2,0	20°	0,101	
10. 11. 13	1,0	0,950	4,0	4,0	3.0	8°	0,103	0,101
10. 11. 13	1,0	0,925	4,0	4,0	3,0	8°	0,102	
15 11. 13	1,0	0,875	4,2	4,21	2,90	8°	0,102	
			4,3					
			4,2					
			4,2					
			4 2					
			4 2					
			4.2					
			4,2					
			4,2					
			4,2					
15. 11. 15	1,0	0,950	4,0	4,01	2,99	8°	0,104	
			4,0					
			4,0					
			4,1					
			4,0					
			4,1					
			4,0					
			4,0					
			3,9					
			4.0					
			4,0					
15. 11. 13	1,0	0,984	3,8	3,8	3,16	8°	0,096	
			3,8					
			3,8					
			3,8					
15. 11. 13	1,0	0,712	4,7	4,59	2,61	8°	0,103	
			4,6					
			4,6					
			4,6					
			4,5					
			4.6					
			4,7					
			4,6					
			4,6					
			4,5					
			4,5					
			4,6					
5. 1. 14	1,0	0,921	4,0	4,0	3,0	$3^1/_2$°	0,098	
			4,0					
			4,0					

Prof. Langleys Versuche wurden im Auftrage des Smithonian Institut auf dem Grundstück des hochgelegenen Alleghanny-Observatoriums vorgenommen. Langley ließ einen Rundlaufapparat aufstellen, welcher, von einer Dampfmaschine angetrieben, Geschwindigkeiten bis zu 45 sek/m erreichen konnte.

Die Meßapparate wurden mit einem großen Kostenaufwand im Laufe von 4 Jahren hergestellt. Der Rundlauf von 9 m Radius war im Freien aufgestellt, um den Mitwind, welcher durch den Lauf des Apparates besteht, bevor die Messung stattfand, möglichst gering zu erzeugen. Man hatte aber gefunden, daß ein durchaus windstiller Tag überhaupt nicht eintrat, und umgab daher den Versuchsplatz mit einem 2 m hohen Zaun.

Die Versuchsfläche bildete ein Quadrat von 1 Fuß engl. Seitenlänge = 0,0929 qm. Als Druckzentrum wurde die Mitte der Fläche betrachtet, während dasselbe genau genommen 3 mm weiter außerhalb liegt.

Messungen fanden an drei Tagen statt, wobei am ersten Tage ein Wind von 0,52 sek/m, am zweiten Tage 0,37 Sek./m und am dritten Tage ein stärkerer und böiger Wind herrschte. Die Messungen des dritten Tages mußten daher für unbrauchbar erklärt werden. Es wurden am ersten Tage 6 und am zweiten Tage 8 Messungen vorgenommen, bei welchen die Meßfläche senkrecht zur Bewegungsrichtung gestellt war. Bei den sonstigen Messungen stand die Fläche in verschiedenen Winkeln zur Bewegungsrichtung von 7,5, 15, 30 und 45°.

Tabelle III.

Messung des Mitwindes mit vertikalem Rundlauf.

Durchmesser der Bahn des Druckzentrums 1,05.

Fläche netto 0,01382 qm. 7 Umdrehungen mit gleichbleibendem Antriebsgewicht.

Tabelle 1.

I. Versuchsreihe, 11 Versuche.

	1. Umdr. Sek.	2. Umdr. Sek.	3. Umdr. Sek.	4. Umdr. Sek.	5. Umdr. Sek.	6. Umdr. Sek.	7. Umdr. Sek.
1.	11,0	19,4	29,8	37,8	47,2	56,8	66,8
2.	10,4	20,2	29,8	38,4	49,4	56,8	66,2
3.	10,4	19,2	29,8	38,4	47,4	57,8	65,4
4.	10,8	19,6	29,6	38,6	47,8	56,8	65,8
5.	10,6	19,6	29,2	38,4	48,4	57,4	66,8
6.	11,0	20,2	29,6	38,8	48,8	56,4	66,8
7.	10,8	20,4	29,6	38,8	48,4	56,8	65,6
8	11,6	20,0	29,2	38,4	48,2	56,4	66,8
9	10,6	20,4	29,2	37 8	48,4	57,6	66,4
10	10,6	20,2	28,6	37,8	47,8	57,2	66,4
11	11,0	20,4	29,2	38,8	47,4	58,4	66,6
Summa	118.8	219,6	323,6	422,0	529,2	628,4	729,0 = 11
11 : =	10,8	19,96	29,4	38,4	48,1	57,4	66,2 = 1

Differenz 10,8 9,98 9,80 9,65 9,62 9,56 9,45 Sek.

Tabelle 2.

II. Versuchsreihe, 10 Versuche.

	1. Umdr. Sek.	2. Umdr. Sek.	3. Umdr Sek.	4. Umdr. Sek.	5. Umdr. Sek.	6. Umdr. Sek.	7. Umdr. Sek.
1.	9,2	16,4	24,2	31,0	38,4	46,2	50,8
2.	8,6	15,6	24,2	31,6	39 0	46,0	52,6
3.	8,6	16,6	23,8	31,8	38,8	45,4	51,4
4.	8,6	16,0	24,0	31,8	39,4	46,6	52,6
5.	8,8	16.6	23,6	32,2	39,2	45,8	53,8
6.	8,8	16,8	24,2	32,8	39,4	45,8	54,2
7.	8,6	16,6	23,8	31,4	40,0	47,4	52,6
8.	8,0	16,2	24,0	32,2	38,6	46,4	51,6
9.	9,2	16,8	23,6	30,8	40,2	47,4	53,4
10.	9,0	16,4	24,2	31,8	39,2	46,4	52,6
Summa	87,4	164,0	239,6	317,4	392,2	463,6	525,6 = 10
	8,74	16,40	23,96	31,74	39.22	46,36	52,56 = 1

Differenz 8,74 8,20 7,99 7,93 7,84 7,72 7,51 Sek.

Bei den auf zwei Tabellen angegebenen Resultaten, welche alle auf Meter und Kilogramm reduziert sind, ist der Normaldruck = K pro 1 qcm in Grammen für 1 sek/m Geschwindigkeit angegeben. Auf 1 qm in Kilogramm umgerechnet, beträgt demnach für die angeführten Geschwindigkeiten K

am 1. Tage bei 4,47 sek/m Versuchsgeschwindigkeit $K = 0{,}097$ kg
4,47 » » $K = 0{,}092$ »
8,66 » » $K = 0{,}066$ »
8,57 » » $K = 0{,}067$ »
9,85 » » $K = 0{,}075$ »
10,50 » » $K = 0{,}070$ »
bei 21° Celsius und 736 mm Barometer.

Langley nimmt nun den Durchschnittswert für K = 0,078 kg an. Nach Reduktion auf 10° Celsius und bei der hohen Lage des Observatoriums, 400 m über dem Meeresspiegel, auf 760 mm Barometerstand, ergibt sich dementsprechend ein K von 0,081 kg.

Am zweiten Tage ergibt die Messung bei 19,4° C

4,48 sek/m	Versuchsgeschwindigkeit	$K = 0{,}090$ kg
4,48 »	»	$K = 0{,}088$ »
8,77 »	»	$K = 0{,}075$ »
8,67 »	»	$K = 0{,}075$ »
11,20 »	»	$K = 0{,}074$ »
10,59 »	»	$K = 0{,}070$ »
9,77 »	»	$K = 0{,}072$ »
9,78 »	»	$K = 0{,}070$ »

daß bei den geringeren Geschwindigkeiten *K* bedeutend größer ist als bei den größeren. Dies kann nur eine Folge des Mitwindes sein, welcher bei einem Kreislauf nicht ausgeschaltet werden kann. Der Vorlauf, welcher zur Erlangung einer gleichmäßigen Geschwindigkeit nötig ist, muß unbedingt die umgebende Luft in Bewegung setzen, auch wenn der Versuch völlig im Freien stattfindet. Am ersten Versuchstage sinkt *K* von 0,097 auf 0,066, am zweiten Tage von 0,090 auf 0,070.

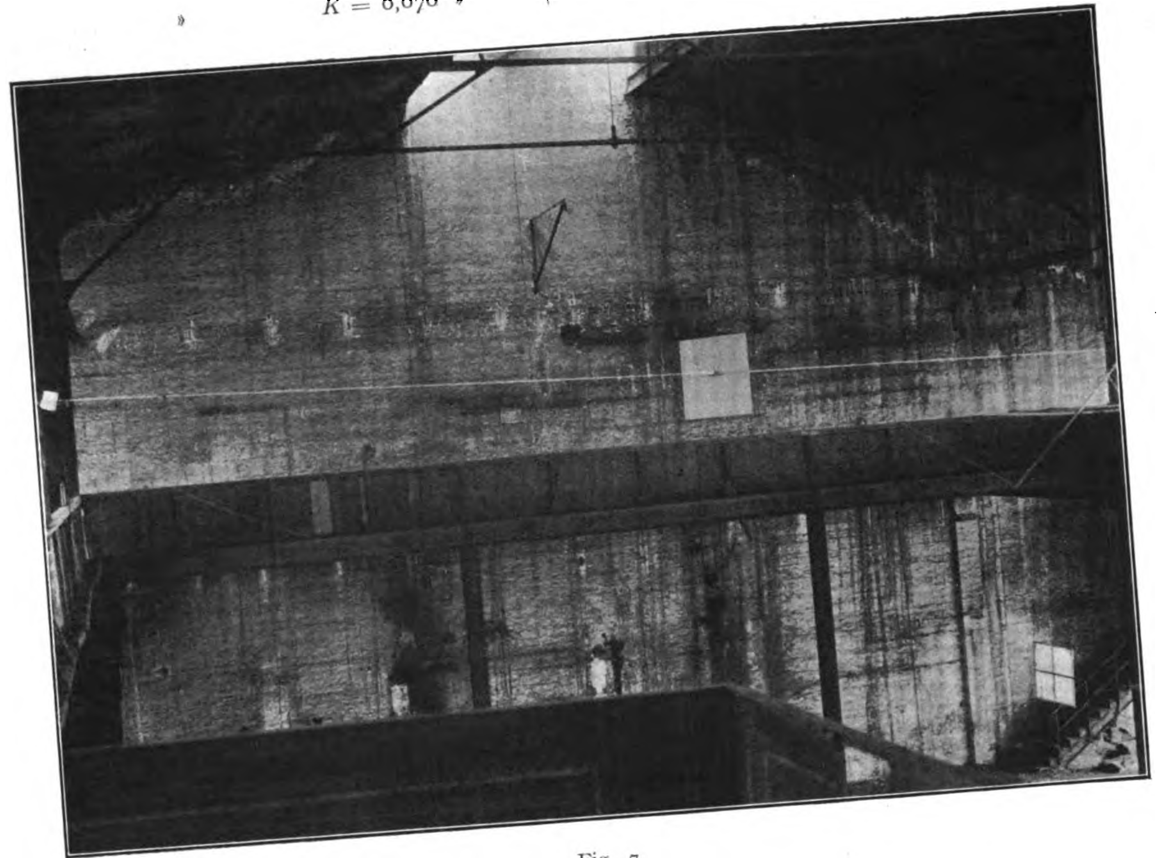


Fig. 7.

Dies ergibt einen Durchschnittswert für $K = 0{,}077$ oder auf Normaltemperatur und Barometerstand reduziert $= 0{,}079$ kg.

Diese beiden Werte 0,081 und 0,079 vermittelt Langley und nimmt endgültig für $K = 0{,}080$ kg an.

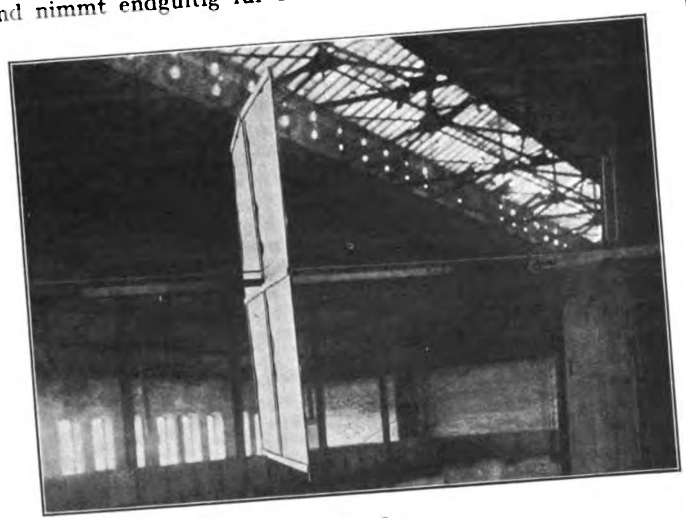


Fig. 8.

Dieses *K* ist sehr annähernd mit dem auch durch deutsche Versuchsanstalten festgelegten Wert. Dr. Föppl hebt dies in seiner Doktorschrift besonders hervor.

Bei genauerer Betrachtung der Langleyschen Messungen kann ich nicht umhin, die Zuständigkeit des ermittelten *K* anzuzweifeln. Aus den beiden Tabellen geht klar hervor,

Bei einer Versuchsgeschwindigkeit von 10 sek/m gelangt die Versuchsfläche schon nach 5,6 Sek. an die vorher durchlaufene Stelle zurück. Wenn auch die Versuchsfläche verhältnismäßig klein ist, so erzeugt doch ein mehrfaches Durchlaufen derselben Strecke sowie der durch den Arm und die Spanndrähte erzeugte Luftwiderstand eine erhebliche Turbulenz der ganzen umgebenden Luft. Selbst bei der geringen Geschwindigkeit von 4,47 Sek./m, bei der die Fläche in ca. 12 Sek. einen Umlauf macht, ist der Mitwind, obwohl bedeutend geringer, nicht ganz aufgehoben.

Meines Erachtens mußte Langley das Meßresultat der geringsten Geschwindigkeit als das beste annehmen und den Wert für *K* noch nach oben abrunden.

Langley hebt übrigens in der Einleitung seiner Abhandlung hervor, daß es besser wäre, die Untersuchungen würden in einem geschlossenen Raum vorgenommen, nur fürchtet er die verstärkte Wirkung des Mitwindes, da in einem begrenzten Raum die umgebende Luft stärker an der Bewegung teilnehmen muß als im Freien.

Die weiteren Versuche Langleys, mit schräggestellten Flächen und Ermittlung des Auftriebs und Rückwärtsdruckes sind in gleicher Weise ungünstig beeinflußt wie die Normaldruckmessungen, auch hierbei ist wiederum die Verschiebung des Druckzentrums bei der kreisförmigen Bahn gegenüber dem Schwerpunkt der Fläche vernachlässigt.

Die »Hütte« gibt als Wert für »*K*« nur 0,062 kg an. Dieser geringe Wert ist nur theoretisch ermittelt. Man betrachtet den Vorgang zur Erzeugung des senkrechten Druckes gegen eine bewegte Fläche unter der Annahme, daß eine Fläche von 1 qm in einer Sekunde einen Kubikmeter Luft in Be-

wegung versetzt und sagt, der Luftwiderstand entspricht der Formel

$$\frac{v^2 \cdot \gamma}{2g} = \frac{1^2 \cdot 1{,}226}{2 \cdot 981} = 0{,}0625.$$

So klar und einfach diese Betrachtung erscheint, so wenig entspricht sie dem wirklichen Vorgang, welcher bei der Bewegung einer Fläche senkrecht zur Luftströmung stattfindet. Ich habe dieseu Vorgang durch besondere Versuche anschaulich zu machen gesucht.

Durch die Mitte der an meinem Halbkreislaufarm befestigten Versuchsfläche von 1 × 1 m wurde ein Stab senkrecht zur Fläche durchgesteckt, 2 m nach vorn und 2 m nach hinten hervorragend. Auf diesem Stabe (Fig. 13, *AA*) wurde dann in Abständen von 10 cm ein anderer Stab *BB* vor und hinter der Fläche nach und nach quer gelegt und in Lage erhalten. Auf den Stäben *BB* wurden dann eine Reihe kleiner Fahnen in Abständen von 10 cm angebracht, welche senkrecht stehend schwingen konnten. Sie nahmen dabei eine kleine Drahtklammer mit herum, welche in der Lage stehen blieb, wenn die Fahne sich wieder zurückbewegte. Hierdurch ließ sich die Stellung der Fahnen bestimmen, welche sie durch die Bewegung erhalten hatten für den Fall, daß nach dem Auslauf der Mitwind die Stellung noch beeinträchtigen sollte. Es wurden bei jedem Versuch zurzeit nur eine Fahnenreihe vor und hinter der Fläche angebracht und dann der Stab um 10 cm weiter verrückt bis zu 2 m Abstand von der Fläche. Die Stellungen, welche die Fahnen während der Bewegung einnehmen, wurden genau angemerkt. Nach Beendigung der Versuche wurden alle Fahnenstellungen in eine Zeichnung eingetragen (Fig. 13) und so der Stromlinienverlauf sichtbar gemacht.

Darauf wurden die Versuche auch für die senkrechte Lage wiederholt, wobei die Stäbe *BB* senkrecht zum Stabe *AA* angebracht wurden. Die angesteckten Fahnen konnten hierbei um die wagerecht liegende Achse schwingen. Die gefundenen Stromlinien sind in Fig. 14 dargestellt.

Man sieht aus Fig. 13 u. 14, daß keineswegs nur 1 cbm Luft in Bewegung versetzt wird, sondern beträchtlich mehr. Die Versuche wurden bis zu 4 sek/m Geschwindigkeit ausgeführt. Vor und hinter der Fläche bildet sich eine neutrale Zone in Form einer Pyramide, deren Höhe gleich der halben

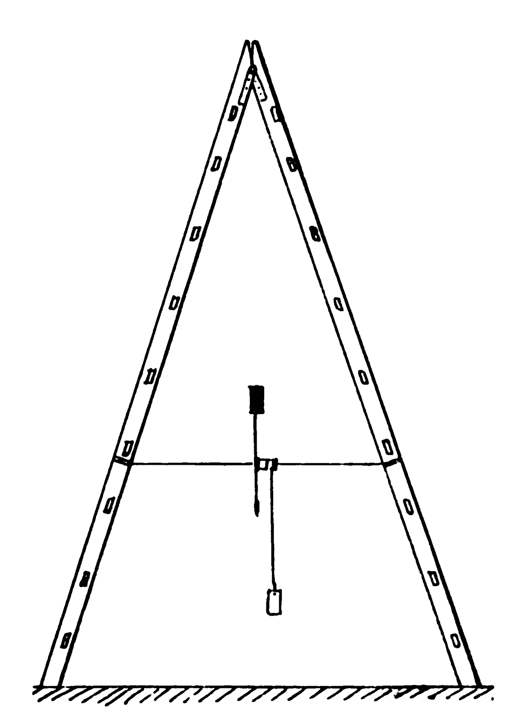


Fig. 9. Gesamtanordnung.

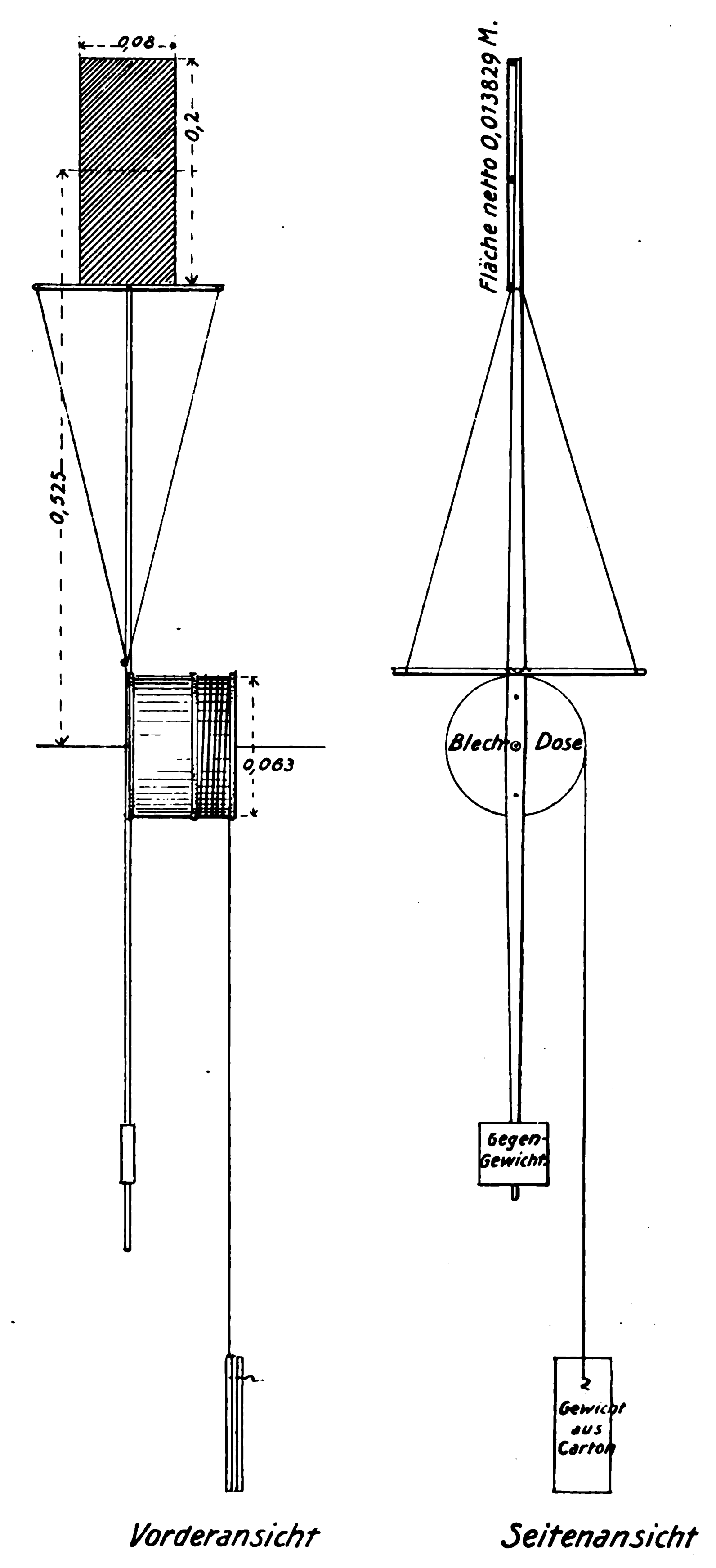


Fig. 10 u. 11. Ansicht der Rundlaufwelle mit Antrieb.

Fig. 9 bis 11. **Kleiner Rundlauf.**

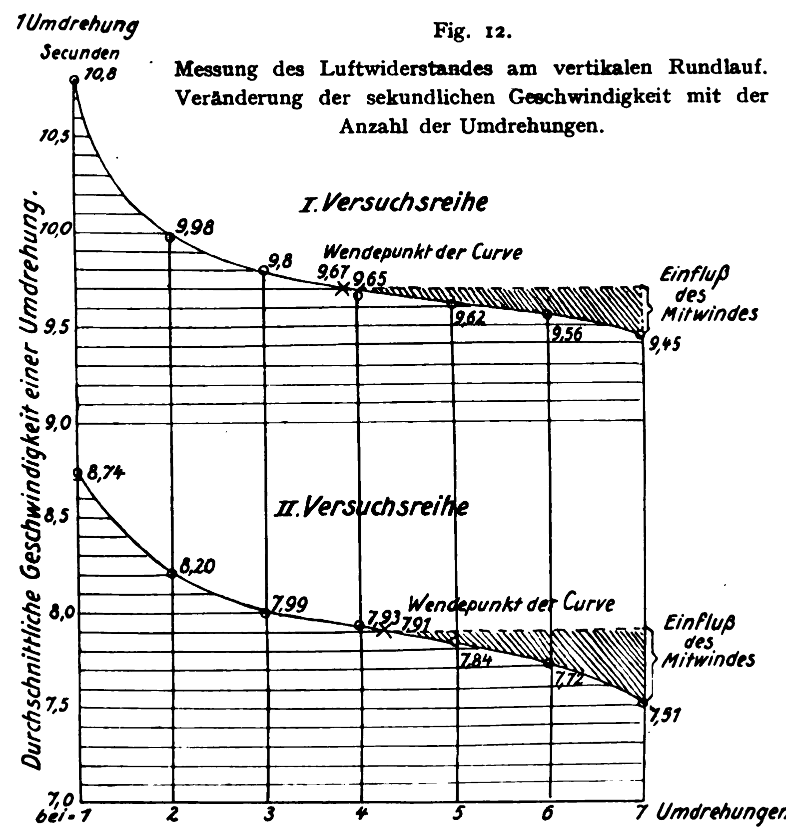


Fig. 12.

Messung des Luftwiderstandes am vertikalen Rundlauf. Veränderung der sekundlichen Geschwindigkeit mit der Anzahl der Umdrehungen.

Breite der Fläche ist. In dieser Zone wurden die Fahnen überhaupt nicht bewegt, sondern behielten die Stellung, welche man denselben vor Beginn des Versuches gegeben hat.

In einer Entfernung von 1,50 m hinter der Fläche ergibt sich dieselbe Erscheinung, jedoch ist die neutrale Zone anders geformt. Es bildet sich gleichsam eine Form, welche die Pyramide hinter der Fläche zu einem rechteckigen Körper ergänzt. Erst hinter dieser Zone wenden sich die Fahnen wieder nach hinten.

Der Grund zu dieser Erscheinung ist darin zu finden, daß hinter der Versuchsfläche die neutrale Zone einen Unterdruck erhält, nach dem die weiter rückwärts liegende Luft angesogen wird. Genaue Aufklärung über die Spannungsverhältnisse läßt sich nur durch manometrische Messung bewirken. Um diese auszuführen, müßte man aber die Versuchsfläche feststehend einem zugeführten Luftstrom aussetzen.

Bei der am Arm des Halbkreislaufs befestigten Versuchsfläche konnte ich mittels einer hinter derselben angebrachten Stauscheibe mit Federwage, welche in Fig. 14 *C* dargestellt ist, die Stärke des vorlaufenden Luftstromes messen. Die Staufläche von 0,01 qm Größe erhielt bei einer Geschwindigkeit der Meßfläche von 4 sek/m einen Druck von 7,5 g. Nach meinen Messungen von *K* ergibt dies eine Geschwindigkeit von 2,73 sek/m.

Der voreilende Luftstrom hinter der Meßfläche hat also eine absolute Geschwindigkeit von $4 + 2,73 = 6,73$ sek/m. Man wird jetzt erkennen, daß ein so komplizierter Vorgang nicht durch eine einfache Massenverschiebung eines Kubikmeter Luft erklärt werden kann, um so mehr, als noch weitere Erwägungen, wie unter anderem die Reibung zwischen den aneinander vorbeistreichenden Luftmassen, in Rechnung gezogen werden muß.

B Außen B

Stromlinien vor und hinter einer mit 4 sek/m bewegten Staufläche von 1 qm Größe.

A hinten Versuchs-Fläche vorn A

B Jnnen B

Fig. 13.

Wagerechter Schnitt.

Wie aus den durch die Fahnenstellungen ersichtlichen Stromlinien zu erkennen ist, findet die Luftbewegung nicht, wie in der »Hütte« unter Mechanik (Fig. 159) dargestellt ist, in einer kreisartigen Wirbelung statt, sondern die Vorströmung hinter der Fläche ist zum größten Teil geradlinig und wendet sich kurz vor der Fläche scharf um. Nur in einer Breite von ca. 10 cm erhalten die Fahnen eine rotierende Bewegung.

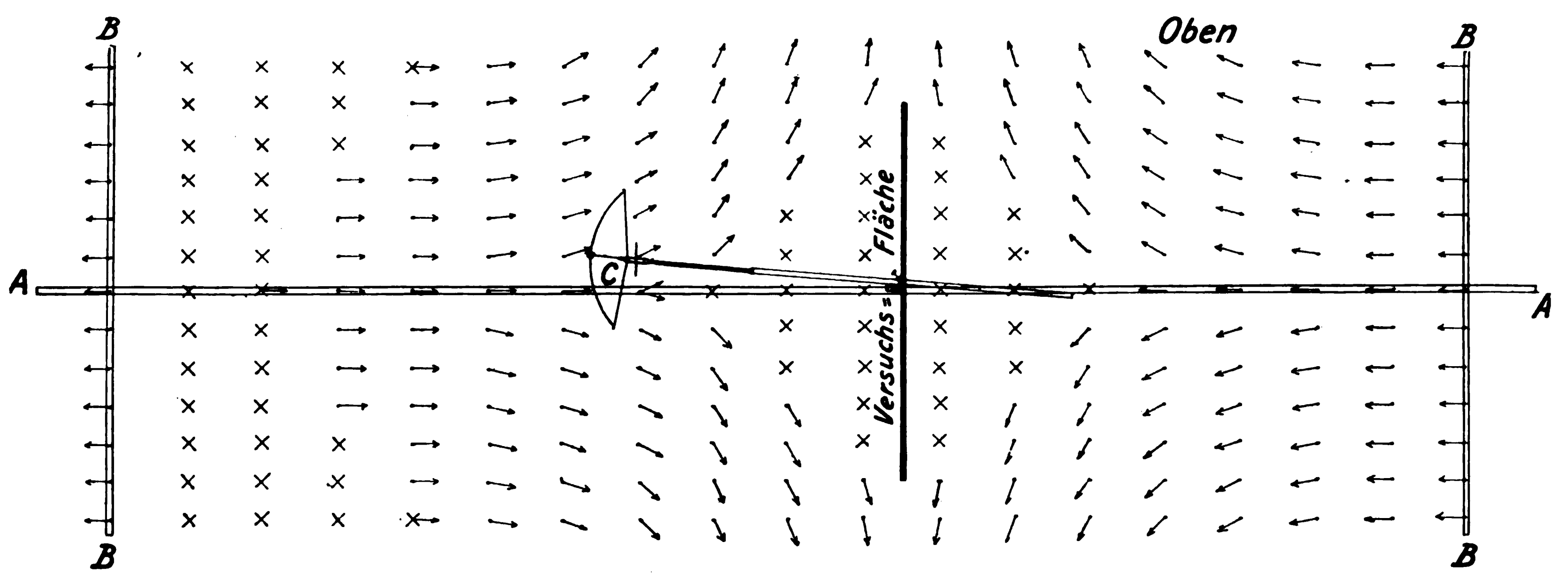


Fig. 14. **Senkrechter Schnitt.**

Die bei der Druckmessung verwendete Stauscheibe ist in Fig. 15 besonders dargestellt.

Auf einer Glasröhre, in deren Innern eine Skala angebracht ist, wurde ein kurzes Rohrende aus Cellon leicht beweglich geschoben. Hierauf ist die Staufläche von 10 × 10 cm befestigt, und zwar, daß sie senkrecht im Raum steht, wenn die Glasröhre eine geringe Neigung zur Wagerechten einnimmt. Diese Neigung ist so angenommen, daß die Reibung des Cellonrohrs gerade überwunden ist.

Vorn an der Glasröhre ist ein feiner Stahldraht von 0,5 mm Durchmesser befestigt, dessen Enden durch einen Faden zu einem Bogen gespannt werden. An diesem Faden wird das Cellonrohr angebracht. Die Skala ist dann durch Belastung der Fläche mit Gewichten festgestellt unter Berücksichtigung des Eigengewichts der Fläche und des Cellonrohrs. Ein auf die Glasröhre geschobener Ring zeigt die Stellung an, welche die Stauscheibe vor der Bremsung der Bewegung innegehabt hat.

Diese Konstruktion hat sich gut bewährt, so daß ich sie für die Windstärkenmessung gleichfalls verwendet habe.

Beim Vergleich der Stromlinien in Fig. 13 u. 14 findet man, daß bei Fig. 14 symmetrische Bewegung nach oben und

Fig. 15.

Stauscheibe für Windmessung.

unten stattfindet, während bei Fig. 13 ein verstärkter Abfluß nach dem äußeren Umfang der kreisförmigen Bewegungsbahn entsteht. Dieser teilweise seitliche Abfluß der Luft muß eine Verminderung des Endresultats herbeiführen. Es muß daher bei der kreisförmigen Bewegung der Wert für »*K*« geringer sein als bei der geradlinigen Bewegung.

Dieser Unterschied betrug bei meinen Versuchen schon 3 bis 4%, obgleich der Arm meines Halbkreislaufes über 14 m Länge hatte. Bei kleineren Radien muß die Abweichung noch größer sein.

Um mit noch größeren Flächen zu arbeiten, ist es nötig, daß man in größerer Höhe über dem Fußboden die Fläche laufen läßt, wenn das Resultat nicht beeinträchtigt werden soll. Hierdurch erhöhen sich die Schwierigkeiten der Messung.

Zur Frage der Festigkeit von Tragflächenbespannungen.

Von **A. Pröll**, Hannover.

Die Tuchbekleidung der Flugzeuge wird auf das Gerippe der Tragflächen mit solcher Spannung aufgebracht, daß eine starke Durchwölbung nicht eintreten kann und demgemäß die Tragfläche auch zwischen den einzelnen Rippen ihre theoretische Form im allgemeinen beibehält. Die Tuchbespannung übernimmt dabei als erstes Zwischenglied zwischen dem Fahrzeug und der tragenden Luft direkt die Luftkräfte und überträgt sie zunächst auf die Querrippen.

Bei der Beurteilung der Tuchbekleidung in bezug auf ihre Festigkeit tritt daher zunächst die Frage nach der Spannungsverteilung in den Tuchstreifen zwischen je 2 Querrippen auf. Denn es darf bei der üblichen Befestigungsweise der Bespannung an den Rippen und bei der relativ fixen Lagerung der letzteren an den Holmen eine gegenseitige Beeinflussung der Spannung benachbarter Tuchstreifen als unwesentlich außer acht gelassen werden.

Des weiteren wird es aber nötig sein, den Zustand der Bekleidung für die zuzulassende größte Zugspannung wohl zu beachten, insbesondere die Unterschiede, die sich ergeben, wenn der Stoff roh oder lackiert in Verwendung kommt, den Einfluß der Fabrikation und Feuchtigkeit, dann auch des zeitlichen Verlaufes der Belastung usw.

Von der Prüfung dieser letzteren, zweifellos sehr wichtigen Einflüsse mußte in der folgenden Arbeit abgesehen werden, es soll bloß ein bestimmter Stoff von bekanntem Zustand vorliegend angenommen und an ihm die Festigkeitsuntersuchung vorgenommen werden.

Notwendigerweise gehören bei solchen Betrachtungen Spannungs- und Formänderungs-Untersuchungen zusammen; es ist daher ohne beständige experimentelle Unterstützung der theoretischen Betrachtungen nicht auszukommen. Derlei Versuchsreihen liegen bisher nur in beschränktem Maße vor, und zwar seien hier, als für unsere Betrachtungen ausschlaggebend, die folgenden hervorgehoben:

a) Haas und Dietzius, Stoffdehnung und Hüllenform, Beitrag zur Konstruktion von Ballonhüllen (Dissertation)[1].

b) Austerweil, Étude sur les Tissus écrus et enduits en usage pour la construction des Appareils d'aviation (Bulletin de l'institut aérotechnique de l'université de Paris; fascicule II, 1912).

Im folgenden ist auf diese Veröffentlichungen unter den Kennbuchstaben a, b Bezug genommen worden[2]. Für Flugzeugstoffe fehlen zum Teil noch die hier notwendigen weitergehenden Untersuchungen, wie sie z. B. von Haas (»a«) nur für Ballonstoffe durchgeführt wurden. Indessen läßt sich ein allgemeiner Überblick über die Verhältnisse auch bezüglich der zahlenmäßig zu fordernden Garantiewerte von Flugzeugbespannungen im Rahmen der vorgeschlagenen Normen schon jetzt geben.

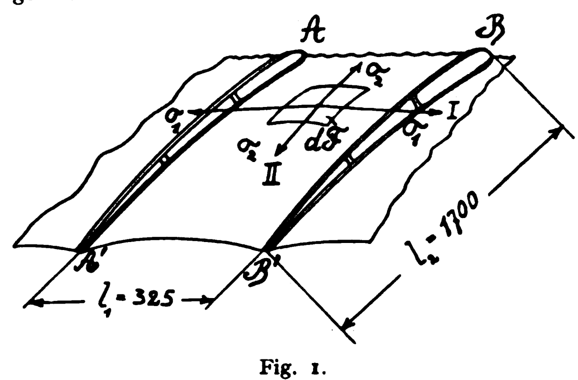


Fig. 1.

Wir betrachten ein Stück der Tuchbespannung zwischen zwei Querrippen *A* und *B* (Fig. 1). Es sei ein Stück der unteren Bespannung, von der angenommen werden soll, daß sie in der Hauptsache allein zum Tragen herangezogen wird[1]). Unter dem Einfluß der Luftkräfte wird das Tuch eine doppeltgewölbte Flächenform annehmen mit zwei Hauptkrümmungsebenen I und II. Demgemäß haben wir zwei Hauptkrümmungsradien ϱ_1 und ϱ_2 und zwei Hauptnormalspannungen σ_1 und σ_2 zu unterscheiden, welche letztere Formänderungen, Dehnungen und Querkontraktionen zur Folge haben und zufolge dieser Formänderungen sich gegenseitig beeinflussen werden. Im Gegensatz zu den homogenen Materialien des Maschinenbaues folgen aber diese Formänderungen nicht dem Hookeschen Gesetze, auch gilt das Superpositionsgesetz nicht mehr genau, und endlich bestehen auch Unterschiede je nach der Orientierung des Stoffes nach Kette und Schuß sowie Verschiedenheiten bei mehrfachen und diagonal-dublierten Stoffen. Groß ist auch der Einfluß der Zeit (Stoffremanenz). Haas (und Dietzius) haben für Ballonstoffe in ihrer Veröffentlichung (a, S. 47) diesen Verhältnissen Rechnung getragen durch Bestimmung der sog. »Normalcharakteristik«. Eine solche ist zwar für Flugzeugstoffe bisher noch nicht aufgestellt worden, soll aber hier unter Benutzung der Versuche (b) mit letzteren zur Gewinnung von ersten Überschlagswerten theoretisch extrapoliert werden und Verwendung finden.

Ist nun p (kg/qm) der auf die Fläche dF lastende spezifische Luftdruck, so besteht bekanntlich die Beziehung (vgl. a, S. 59)

$$p = \frac{\sigma_1}{\varrho_1} + \frac{\sigma_2}{\varrho_2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 1)$$

Für ϱ_2 kann nun stets mit genügender Annäherung die Krümmung der Tragfläche (der Rippe) angesetzt werden, die aus dem theoretischen Flügelprofil zu entnehmen ist. Es folgt somit

$$\sigma_1 = p\,\varrho_1 - \sigma_2\,\frac{\varrho_1}{\varrho_2} = p\,\varrho_1\left(1 - \frac{\sigma_2}{p\,\varrho_2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad 2)$$

worin nun noch ϱ_1 sowohl wie σ_2 unbekannt sind. Kann ϱ_2 als sehr groß angesehen werden (hinteres Ende der Tragflächen), so darf die Formel Geltung finden:

$$\sigma_1 \sim p\,\varrho_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 3)$$

Indessen ist in den hier vorliegenden Fällen ϱ_1 meist von ähnlicher Größenordnung, wenn auch kleiner als ϱ_2, deshalb soll hier stets die Formel 2) benutzt werden.

Es fragt sich nun, wie groß die unter dem Einfluß der Luftkräfte stehende Krümmung (ϱ_1), also die Wölbung des Tuches quer zur Fortbewegungsrichtung wird, wenn ursprünglich eine glatte, ungewölbte Bespannungsfläche ($\varrho_1 = \infty$)

---

[1]) Auch erschienen in der Sammlung »Luftfahrt und Wissenschaft«, Heft 4, unter dem Titel: »Stoffdehnung und Formänderung der Hülle von Prallluftschiffen« von Haas und Dietzius.

[2]) Während der Drucklegung sind mir aus der englischen Literatur noch bekannt geworden die Arbeiten von Melvill Jones, Memorandum relative to the Stresses in the fabric, and on the attachements of the fabric to the ribs, of an aeroplane wing. (Technical report of the Advisory Committee for Aeronautics 1912 bis 1913, S. 229). — Barr u. Thomas, 1. Moisture absorption and adherence tests, 2. Extension produced in aeroplane fabrics under tension by alternative wetting and drying (Technical report 1911—1912, S. 209). Die beiden letzten Arbeiten behandeln den Einfluß der Feuchtigkeit auf Flugzeugstoffe. Die Ausführungen von Jones, die in mancher Beziehung den hier gebrachten entsprechen, sollen zum Schluß dieses Aufsatzes gewürdigt werden.

[1]) Vgl. hierzu Baumann: Mechan. Grundlagen des Flugzeugbaues II, S. 79. Das Obertuch sei etwa am hinteren Ende geschlitzt, so daß tatsächlich der Unterdruck über den Tragflächen in der Hauptsache nur auf das Untertuch zur Wirkung kommt.

angenommen werden durfte. Die Frage ist mit Rücksicht auf den Zweck der Arbeit so zu stellen: Eine wie starke Wölbung des Tuches (Pfeilhöhe) muß zugelassen werden, damit die Spannung des Tuches eine gegebene Grenze nicht überschreitet?

Ist p durch die Verhältnisse (Luftkräfte, Fahrgeschwindigkeit, Belastung etc.) bekannt, ist ferner für σ ein gewisses Maximum vorgeschrieben (durch die Versuche), so scheint nach Gleichung 3) eine Beantwortung dieser Frage äußerst einfach zu sein. Es darf indessen nicht vergessen werden, daß auch schon zwischen σ_1 und ϱ_1 noch ein durch die Formänderung bedingter Zusammenhang besteht, der in den bisherigen Gleichungen noch nicht zum Ausdruck kommt.

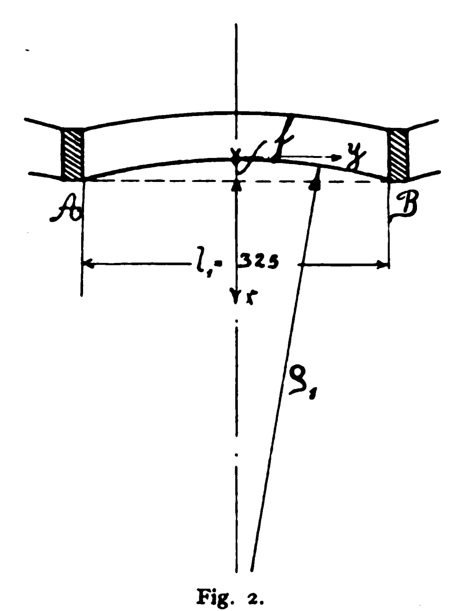


Fig. 2.

Die Form der elastischen Kurve einer Stoffaser in der Ebene I, die etwa einer Kettenlinie entspricht, kann mit genügender Annäherung durch einen flachen Parabelbogen ersetzt werden (Fig. 2)[1]) von der Spannweite l_1 (= innere Rippenentfernung) und der Pfeilhöhe f. Dann ist die Gleichung dieser Parabel

$$y^2 = \frac{l_1^2}{4f}x$$

und der Krümmungsradius im Scheitel

$$\varrho_1 = \frac{l_1^2}{8f} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 4)$$

somit dort

$$\sigma_1 = \frac{p\,l_1^2}{8f}\left(1 - \frac{\sigma_2}{p\,\varrho_2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 5)$$

Dieser Spannung σ_1 entspricht nun nach einer »Normalcharakteristik« eine bestimmte prozentuale Dehnung $\varepsilon_1 = \frac{\Delta l}{l_1}$ des Stoffes, die allerdings wieder von der Größe von σ_2 abhängt. Die Normalcharakteristik (Fig. 3) ist eine Kurvenschar, die für verschiedene σ_2 immer andere Beziehungen zwischen ε_1 und σ_1 ergibt.

Im allgemeinen Fall eines beliebigen Stoffes sind nun die Festigkeitseigenschaften in der Richtung Kette oder Schuß verschieden. Demgemäß sind auch zwei Normalcharakteristiken notwendig (vgl. a, S. 47, Fig. 54), die eine (wie Fig. 3 zeigt), die andere dagegen mit σ_2 als Abszisse nund den entsprechenden Dehnungen ε_2 als Ordinaten und mit Kurvenscharen von konstantem σ_1. Bei imprägnierten Stoffen (Cellon Emaillit u. dgl.) hat sich aber, wie die Versuche von Austerweil dargetan haben (vgl. b, S. 69) ergeben, daß nicht nur die Widerstandsfähigkeit eine erheblich höhere gegenüber den nicht imprägnierten Stoffen ist, sondern vor allem auch, daß das Material nach beiden Richtungen erheblich gleichartiger geworden ist, so daß die beiden Normalcharakteristiken im wesentlichen Identisches aussagen. Da neuerdings fast nur solche imprägnierte Stoffe verwendet werden, genügt es also, für die folgenden Betrachtungen nur eine Normalcharakteristik anzuwenden, und zwar wählen wir diejenige, die durch Fig. 3 im Prinzip dargestellt ist.

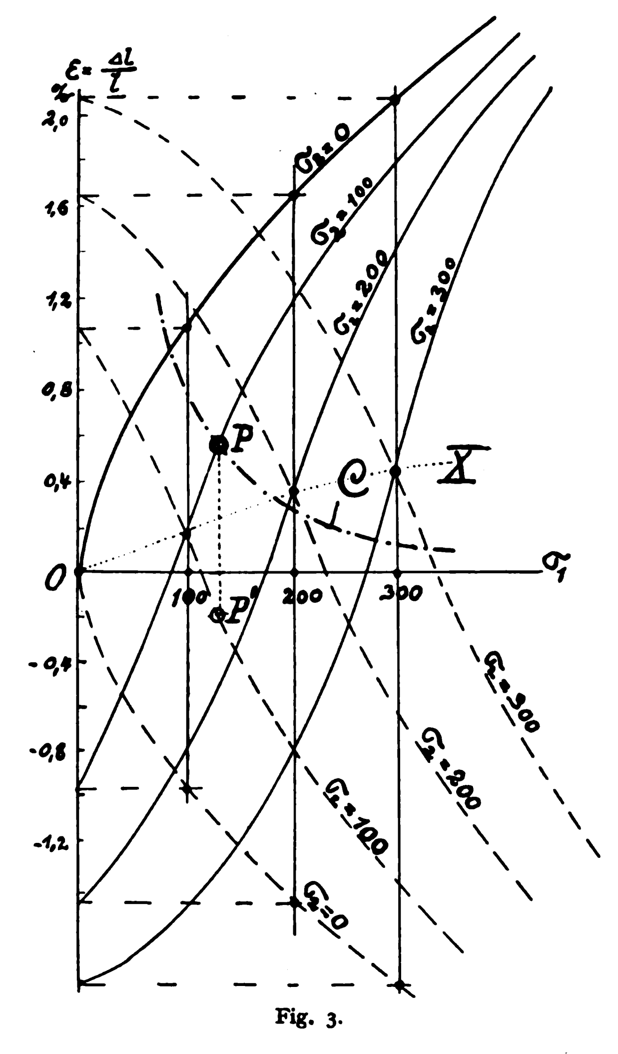


Fig. 3.

In der für unsere Zwecke kombinierten Normalcharakteristik (im übrigen willkürlich gewählten) Fig. 3 geben die stark ausgezogenen Kurven (σ_2 = konst., z. B. $\sigma_2 = 100$) die Dehnungen $\left(\frac{\Delta l}{l}\right)_1 = \varepsilon_1$ an, die in der RichtungI bei der veränderlichen Spannung σ_1 auftreten, während gleichzeitig stets die konstante Spannung σ_2 ($\sigma_2 = 100$ z. B.) wirkt. Dagegen geben die gestrichelten Kurven die Dehnungen $\left(\frac{\Delta l}{l}\right)_2 = \varepsilon_2$ in Richtung II an, welche bei der wiederum veränderlichen Spannung σ_1 auftreten, wenn auch wieder σ_2 konstant gehalten wird. Diese zweite Kurvenschar gehört eigentlich zu der vorhin erwähnten zweiten Normalcharakteristik, sie wurde aber aus den besprochenen Gründen in die gleiche Figur übertragen.

Irgendein beliebiger Zustand des Stoffes ist dann durch je zwei Zustandspunkte P und P' gekennzeichnet (Fig. 3). P liegt auf der ausgezogenen Kurve $\sigma_2 = 100$ kg/m, die zugehörigen Werte sind aber $\sigma_1 = 135$ kg/m und $\varepsilon_1 = 0{,}6\%$. P' liegt auf derselben Ordinatenlinie (σ_1 wieder $= 135$) und auf der gestrichelten Kurve σ_2 wieder $= 100$; P' gibt daher für $\sigma_1 = 135$ kg/m und $\sigma_2 = 100$ kg/m den Wert $\varepsilon_2 = -0{,}2\%$ an[1]).

[1]) Wenn auch vielleicht ein Kreisbogen sich mehr der wirklichen Form nähern würde, so wurde doch mit Rücksicht auf die einfacheren Formeln eine Parabel gewählt, um so mehr als die tatsächlichen Unterschiede nur von höherer Größenordnung sind.

[1]) Wegen des angenommenen gleichartigen Verhaltens von Kette und Schuß ist in Fig. 3 für $\sigma_1 = 100$, $\sigma_2 = 0$, $\varepsilon_1 = 1{,}05\%$ ebenso groß wie $\varepsilon_2 = 1{,}05\%$ für $\sigma_2 = 100$, $\sigma_1 = 0$ und ähnliche Gegenseitigkeit besteht auch für die anderen Kurvenpunkte. Dagegen liegen die Punkte gleicher Spannung $\sigma_1 = \sigma_2$ nicht auf der Abszissenachse, sondern auf der punktierten Kurve OX; es ist dies, wie Haas bemerkt, eine Folge der Fadendehnung.

Haben wir auf solche Weise durch Vermittelung der Normalcharakteristik und von Gleichung 1) eine experimentelle Beziehung zwischen ϱ_1 und ε_1 erhalten, so ist es anderseits auch leicht, eine zweite, rein geometrische Beziehung auf Grund der Fig. 2 aufzustellen. Es ist nämlich die Bogenlänge der Parabel zwischen A und B angenähert

$$s_1 = l_1 \left[1 + \frac{2}{3}\left(\frac{2f}{l_1}\right)^2\right],$$

somit die Verlängerung gegenüber der ursprünglichen Länge l_1

$$\Delta l_1 = s_1 - l_1 = \frac{8 f^2}{3 l_1} \quad \ldots\ldots \quad 6)$$

Betrachtet man nun die Verhältnisse im Scheitel der Parabel, so folgt durch Elimination der Pfeilhöhe f aus 5) und 6) schließlich

$$\sigma_1^2 = \frac{p^2 l_1^3}{24 \Delta l_1}\left(1 - \frac{\sigma_2}{p\varrho_2}\right)^2 = \frac{p^2 l_1^2}{24\left(\frac{\Delta l}{l_1}\right)}\left(1 - \frac{\sigma_2}{p\varrho_2}\right)^2 \quad 7)$$

Schreibt man diese Gleichung in der Form

$$\sigma_1^2\left(\frac{\Delta l}{l_1}\right) = \frac{p^2 l_1^2}{24}\left(1 - \frac{\sigma_2}{p\varrho_2}\right)^2 \quad \ldots\ldots \quad 7a)$$

so erkennt man, daß sie bei gegebenem p und l_1 eine Kurve darstellt, die wir in das Koordinatensystem der Normalcharakteristik einzeichnen können (Fig. 3, Kurve C). Im Schnitt dieser Linie mit den Kurven σ_2 = konst. ergeben sich nun diejenigen Punkte, die den Zustand der Tuchbespannung unter den gegebenen Verhältnissen darstellen, insbesondere erhält man daraus die bei gegebenen Luftkräften (Normaldruck p kg/qm) und bei einer Rippenspannweite l_1 zu erwartende Spannung σ_1 und die Dehnung $\varepsilon_1 = \left(\frac{\Delta l}{l_1}\right)$ in erster Annäherung. Der Wölbungspfeil f und der Krümmungsradius ϱ_1 finden sich dann aus

$$f = l_1\sqrt{\frac{3}{8}\left(\frac{\Delta l}{l_1}\right)} = l_1\sqrt{\frac{3}{8}\varepsilon_1} \quad \ldots\ldots \quad 8)$$

und

$$\varrho_1 = l_1\sqrt{\frac{1}{24\left(\frac{\Delta l}{l_1}\right)}} \quad \ldots\ldots \quad 9)$$

Für spätere Verwendung ist es nötig, auch den Wölbungspfeil f^* zu berechnen, der in der σ_2-Richtung über dem Tragflächenprofil entsteht. Ist f_2 der Wölbungspfeil des theoretischen Tragflächenprofils, das ebenfalls als Parabel angesehen werden kann, so ist dann $f^* + f_2$ die gesamte Wölbung nach der Deformation des Tuches, und eine ähnliche Rechnung wie die eben durchgeführte ergibt die Beziehung

$$\left(\frac{\Delta l_2}{l_2}\right) = \varepsilon_2 = \frac{8}{3}\,\frac{(f_2 + f^*)^2 f_2^2}{l_2^2} \quad \ldots \quad 6a)$$

aus der f^* berechnet werden kann. Vorausgesetzt ist hierbei, daß die Spannweite l_2 zunächst unveränderlich ist.

Zur Durchführung unserer Aufgabe auf dem hier gezeigten Wege fehlt uns lediglich noch die Kenntnis der Spannung σ_2. Diese könnte nun am einfachsten direkt dadurch ermittelt werden, daß das Flügelprofil als Stück eines parabolischen Zylinders aufgefaßt wird vom Krümmungsradius ϱ_2, womit sich dann nach Gleichung 1) ergibt

$$\sigma_2 = p\varrho_2 - \sigma_1\frac{\varrho_2}{\varrho_1} \quad \ldots\ldots \quad 2a)$$

Eine Annäherung wie bei σ_1 (Gl. 3)), indem man etwa

$$\sigma_2 \sim p\varrho_2 \quad \ldots\ldots \quad 3a)$$

setzt, ist hier aber noch weniger erlaubt, weil ϱ_2 stets größer als ϱ_1 ist.[1]) Die Gleichung 2a) kann daher erst dann verwendet werden, wenn für σ_1 ein angenäherter Wert schon bekannt ist. Außerdem werden aber auch beide Spannungen durch ihre gegenseitigen Formänderungen so sehr beeinflußt, daß die kritiklose Anwendung von 2a) zu Widersprüchen führen würde.

Es ist daher angezeigt, ein probeweises Verfahren zu wählen, durch das man nach übrigens sehr kurzer Rechnung zu annehmbaren Ergebnissen gelangt, wie in dem folgenden Beispiel gezeigt werden soll.

Eine genauere Rechnung müßte freilich Rücksicht nehmen auf die Verschiedenheit der Druckverteilung und damit der p und σ_2 von der Vorderkante bis zur Hinterkante des Tuches. Bei der Unsicherheit hinsichtlich der größten Werte des Druckes p und dessen Lage sowie bei dem Mangel von Versuchsmaterial für Aufstellung einer einwandfreien Normalcharakteristik dürfte aber die vorbezeichnete einfache Annahme p = konst. genügen.

Bei Betrachtung der Schnittpunkte der Kurve C mit den Normalcharakteristiken in Fig. 3 erkennt man, daß für kleine Spannungen σ_2 σ_1 größer als σ_2 ist, gleichzeitig sind die Dehnungen verhältnismäßig groß und demgemäß die Pfeilhöhen der durchgewölbten Tuchflächen sehr erheblich. Bei größeren Spannungen σ_2 sind dagegen die Spannungen σ_1 und σ_2 wenig verschieden, weil die C-Kurve dann sehr nahe der Abszissenachse verläuft, auch sind dann die Deformationen minimal, weil Dehnung und Kontraktion sich gegenseitig nahezu aufheben. Die Deformationen ändern sich dann überhaupt nur mehr wenig. Dieser Zustand entspricht aber so ziemlich dem wirklichen Verhalten von Flugzeugbespannungen, bei denen stärkere Durchwölbungen nicht beobachtet werden.

Beispiel 1.

Für einen Nieuport-Eindecker ist eine Tuchbespannung gewählt, deren Normalcharakteristik bekannt und durch Fig. 4 gegeben sein möge. Es handle sich um mit Cellon imprägnierten Stoff, für den nach den Angaben von Austerweil die Festigkeitseigenschaften nach den Richtungen Kette und Schuß nicht wesentlich verschieden sind. Da Austerweil nur mit Spannungen in einer Richtung rechnet (also nur die Kurve für $\sigma_2 = 0$ der Normalcharakteristik angibt)[2]), so mußte zur Gewinnung der weiteren Kurven nach Analogie der Versuche und den allgemeinen Angaben von Haas vorgegangen werden. Diese Kurven sind daher ziemlich willkürlich und hier nur zwecks Veranschaulichung des Beispieles benutzt worden.

Unter normalen Verhältnissen ist eine mittlere Flügelbelastung $\frac{G}{F} = 20$ kg/qm als vorhanden anzunehmen. Für die Festigkeitsberechnung soll aber im Maximum mit dem sechsfachen Wert, also mit $p = 120$ kg/qm, gerechnet werden. Die Rippenentfernung l_1 ist 0,325 m, die Flügeltiefe (Länge der Rippen) ist mit $l_2 = 1{,}7$ m anzunehmen. Das Tragflächenprofil sei als flacher Parabelbogen mit einem Krümmungsradius $\varrho_2 = 4$ m im Scheitel angegeben, wie sich dies aus einer Zeichnung angenähert feststellen läßt.

Wir ermitteln nun zuerst die Kurve C, deren Gleichung sich nach 5) ergibt

$$\sigma_1^2\varepsilon_1 = \frac{120^2 \cdot 0{,}325^2}{24}\left(1 - \frac{\sigma_2}{4 \cdot 120}\right)^2 = 63{,}5\left(1 - \frac{\sigma_2}{480}\right)^2.$$

Wir zeichnen diese Kurve (—.—.) in die Normalcharakteristik ein (Fig. 4). Nehmen wir nun für eine erste Berechnung $\sigma_2 = 0$ an, so finden wir als Schnittpunkt von C mit der Kurve $\sigma_2 = 0$ einen Punkt, der den Zustand

$$\sigma_1 = 90 \text{ kg/m}, \qquad \varepsilon_1 = \left(\frac{\Delta l}{l_1}\right) = 0{,}008 = 0{,}8\%$$

[1]) Austerweil (b. S. 72) beschäftigt sich offenbar nur mit Spannungen in einer Richtung (Richtung von σ_1), aber er berechnet die Spannungen doch nach Formel 3a), also in Richtung von σ_2. Da, wie wir sehen werden, die beiden Spannungen σ_1 und σ_2 wenig verschieden ausfallen, sind Austerweils zahlenmäßige Ergebnisse, wenn auch aus den besprochenen Gründen nicht allgemein benützbar, doch noch im großen und ganzen richtig.

[2]) Die Kurve $\sigma_2 = 0$ unserer Figur 4 entspricht etwa der Kurve A in Figur 49 der Austerweilschen Arbeit.

erkennen läßt. Es entspricht dem nach Gleichung 8) eine Pfeilhöhe

$$f = 17 \text{ mm}$$

und ein Krümmungsradius

$$\varrho_1 = 0{,}75 \text{ m}.$$

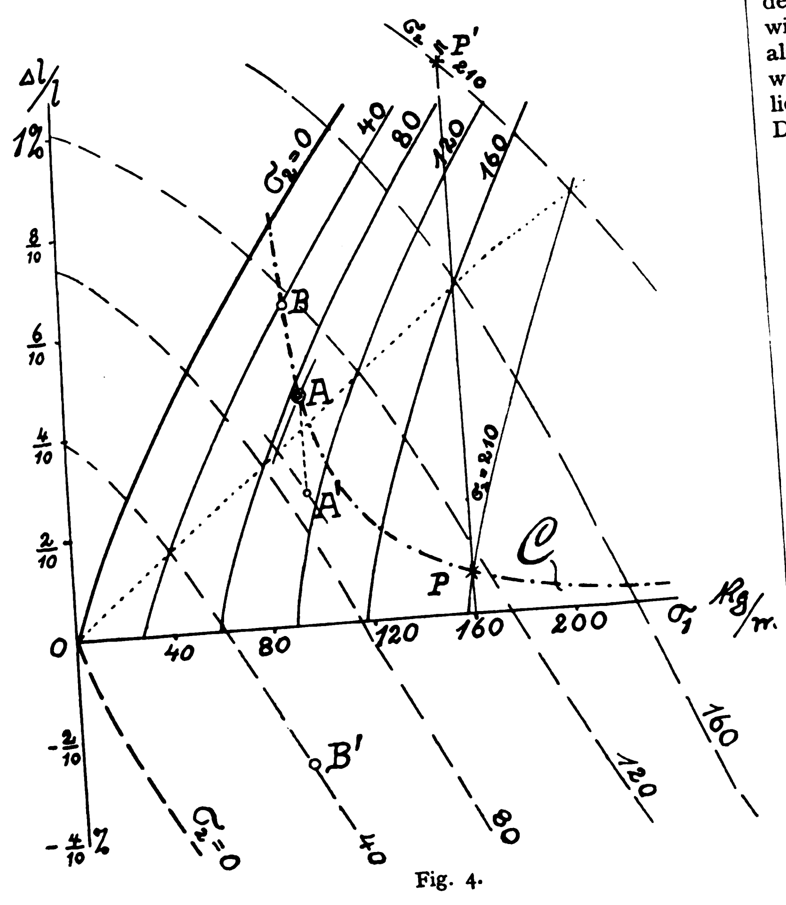


Fig. 4.

Den entsprechenden Krümmungsradius ϱ_2 (aus der um f stärker gewölbten Parabel) des Profiles bekommen wir analog zu Gleichung 4)

$$\varrho_2 = \frac{l_2^2}{8(f + f_2)} = \frac{2{,}89}{8 \cdot 0{,}107} = 3{,}38 \text{ m} \quad . \quad . \quad . \quad 4a)$$

wobei $f_2 = 9$ cm die Pfeilhöhe der ursprünglichen Tragfläche ist (Fig. 5).

Die Spannungen $\sigma_2 = 0$ und $\sigma_1 = 90$ verlangen aber, wie die gestrichelte Kurve $\sigma_2 = 0$ in der Normalcharakteristik andeutet, eine starke Kontraktion des Stoffes in

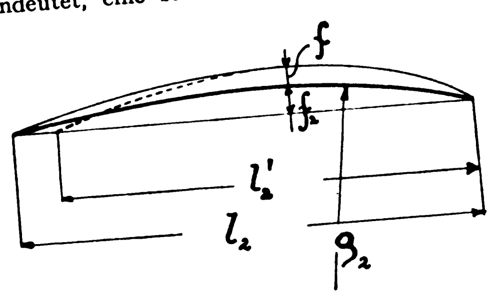


Fig. 5.

der Richtung σ_2, die etwa 0,7% betragen wird[1]). Bei der Aufwölbung des Profiles ist eine solche Kontraktion aber nur dadurch möglich, daß der die Tuchbespannung am hinteren Ende haltende Draht $A'B'$ (Fig. 1) sich sehr stark durchbiegt, was wiederum nur eine Folge von auftretenden Spannungen σ_2 sein kann.

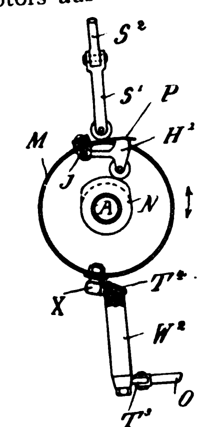
Es liegt also in der ersten Annahme $\sigma_2 = 0$ ein innerer Widerspruch. Streng genommen müßte von der Größe des Durchhanges des soeben besprochenen Drahtes oder irgendeines anderen die hintere Begrenzung des Flügels bildenden Organs ausgegangen werden. Da diese aber von σ_2 und von der Stärke und Steifigkeit des Drahtes abhängt, so wollen wir für eine zweite Berechnung den anderen Extremfall als den ungünstigsten betrachten, bei dem ein Durchhang wegen großer Steifigkeit des Drahtes überhaupt nicht merklich erfolgt; dann wird der Stoff auch in der σ_2-Richtung eine Dehnung (an Stelle der früheren Kontraktion) erfahren.

(Schluß folgt.)

[1]) Der entsprechende Zustandspunkt liegt auf der gestrichelten Kurve $\sigma_2 = 0$ für die gleiche Abszisse $\sigma_1 = 90$ im Gebiete negativer Dehnungen $\left(\frac{\Delta l}{l}\right)$.

„Monosoupape"-Gnôme-Motor.

Auf Wunsch eines Lesers unserer Zeitschrift bringen wir nachstehend noch eine Hilfsfigur zur Zeichnung des Gnôme-Motors aus Heft 1 u. 2, S. 11 unserer Zeitschrift.



Diese Figur zeigt in der Ansicht von vorn die Einrichtung zur Verstellung des Zylindergehäuses mit den Steuerungshebeln für die Ventilstössel.

M = Zylindergehäuse für die Steuerhebel H^1

P = Gleitfläche auf dem Steuerhebel H^1 für die Stoßstange S^1, S^2

J = Lager für Steuerhebel H^1

N = Steuernocken auf Achse A

O = Stange zum Verdrehen der Welle W^2 mit Hebel T^3, T^4

X = Zapfen mit Rolle auf Gehäuse M für Hebel T^4 auf Welle W^2.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. A. 25912. Befestigung der Verspannung des Schwenkholmes für an den Flugzeugrumpf klappbare Flügel. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 7. 5. 14. E. 21. 3. 15.

77h. E. 18587. Tragkörper für Pralluftschiffe mit Spitzenkammer. Dipl.-Ing. Karl Eberhardt, Darmstadt, Inselstr. 43. A. 31. 10. 12. E 21. 3. 15.

77h. G. 39309. Fahrgestell für Flugzeuge. Gothaer Waggonfabrik Akt.-Ges., Gotha. A. 13. 6. 13. E. 21. 3. 15.

77h. D. 30033. Strebenbefestigung für Flugzeuge. Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. A. 15. 12. 1913. E. 25. 3. 15.

77h. K. 55077. Fahrgestell für Flugzeuge mit hochziehbaren Rädern. Kondor Flugzeug-Werke G. m. b. H., Essen, Ruhr. A. 31. 5. 13. E. 25. 3. 15.

77h. W. 42788. Flugzeuggestell mit Laufrädern und Schwimmkörpern. Robert Woerner, Johannisthal b. Berlin, Waldstr. 11. A. 31. 12. 12. E. 25. 3. 15.

77h. D. 28070. Bootskörper für Wasserflugzeuge. Deutsche Flugzeug-Werke G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. A. 18. 12. 1912. E. 1. 4. 15.

77h. Sch. 46082. Haltevorrichtung für den Begleiter in einem Flugzeug in aufrechter Stellung. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A. 4. 2. 14. E. 18. 4. 15.

46b. O. 9278. Federeinrichtung bei Ventilen für Verbrennungskraftmaschinen. Österreichische Daimler-Motoren-A.-G., Wiener-Neustadt. 21. 9. 14. Österreich. A. 27. 12. 13. E. 21. 2. 15.

46c. W. 43419. Sicherheitsvorrichtung zwecks Abstellung der Zündung oder der Kraftmittelzufuhr an flüssigkeitsgekühlten Zylindern von Kreiselmotoren. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21/22. A. 17. 10. 13. E. 18. 3. 15.

46a. R. 40128. Explosionskraftmaschine mit umlaufendem Kurbelgehäuse und entgegengesetzt sich drehender Kurbelwelle. Bernard Rasp, Rosenheim. A. 7. 3. 14. E. 22. 4. 15.

Leitfaden der Filmphotographie von Friedrich Hahne. Bd. XVII. Mit 48 Abb. Verlag E. Liesegang, M. Eger, Leipzig. Preis brosch. M. 2, geb. M. 2,50. Bei der zunehmenden Verbreitung der Filmphotographie wird dieser Leitfaden sowohl Berufs- als Amateurphotographen gute Dienste leisten.

Kürschners Jahrbuch mit Kriegswörterbuch 1915. Kl.-Okt. 842 S. Verlag Hermann Hillger, Berlin-Leipzig. Preis M. 1,20. — Diese Ausgabe des Jahrbuchs fügt ihrem bekannten reichen Inhalt noch hinzu: Kriegswörterbuch, Kriegsnotgesetze und Verordnungen und bringt auch einen Überblick über wichtige völkerrechtliche Bestimmungen.

Die elektrische Kraftübertragung von Paul Köhn. Aus Natur und Geisteswelt, Sammlung wissenschaftlich-gemeinverständlicher Darstellungen. 424. Bändchen. Mit 137 Abb. im Text. Druck und Verlag von G. B. Teubner in Leipzig und Berlin 1915. Preis geheftet M. 1, geb. M. 1,25.

Die Zukunft, herausgegeben von Maximilian Harden. XXIII. Jahrg., Nr. 18 vom 30. Januar 1915. Verlag der Zukunft. Berlin, Wilhelmstr. 3a. Preis vierteljährlich M. 5. Einzelnummer M. 0,50. Aufsatz von Baumeister Gustav Lilienthal: »Khalif Storch«. In diesem Aufsatze gibt der Verfasser im Märchenerzählerton eine jedermann verständliche Erklärung des Vogelflugs. Auch der Fachmann liest mit Freude diese Erzählung.

Bedeutung und Wesen des Patentanspruchs. Kritische Studie von Dr. phil. et jur. Wilhelm Häberlein. Verlag Julius Springer, Berlin. Preis geh. M. 2,60. Gr.-Okt. 94 S. — In diesem Buche teilt Häberlein nicht nur seine eigenen, durch langjährige Praxis in Patentrechtsfragen erworbenen Erfahrungen mit, sondern führt auch die Ansichten der berufensten Kenner auf dem patentrechtlichen und juristischen Gebiete an.

Güldners Kalender für Betriebsleitung und praktischen Maschinenbau. 23. Jahrg. 1915. In zwei Teilen herausgegeben von Ingenieur Alfred Freund, Leipzig, begründet von Hugo Güldner, Maschineningenieur und Fabrikdirektor, unter Mitwirkung erfahrener Betriebsleiter. Verlag H. A. Ludwig Degener, Leipzig. Preis in Leinen M. 3, in Brieftaschen-Lederband M. 5. Kl.-Okt. 900 S. mit ca. 500 Abb. und vielen Tabellen. — Auch diese Auflage des bekannten Kalenders zeichnet sich durch Reichhaltigkeit des Inhalts und Übersichtlichkeit des untergebrachten enormen Materials aus. Die Gebiete Mechanik und Elektrotechnik, Metallbearbeitung und elektrische Beleuchtung wurden der Neuzeit entsprechend umgearbeitet, während die so wichtigen Gebiete der Lokomobilen und der Triebwerke ergänzt worden sind. Güldners Kalender ist allen Fachleuten zu empfehlen. A. V.

National-Flugspende.

Auch im vergangenen Jahr hat die National-Flugspende eine Abrechnung über ihre Tätigkeit vorgelegt; ein Jahresbericht, wie für das Jahr 1913, ist dagegen nicht erschienen. Besser als eine Denkschrift zeugen die Taten unserer Flieger im Felde von dem vorbereitenden Wirken der National-Flugspende.

Gar mancher unserer Zivilpiloten, den die National-Flugspende ausgebildet oder zum Kriege vorgebildet hat, ist mit dem Eisernen Kreuz 2. oder sogar 1. Klasse geschmückt worden. Der Krieg hat bewiesen, wie notwendig aber auch wie segensreich die Spende des Deutschen Volkes für die Entwicklung unseres Flugwesens gewesen ist. Der Abrechnung entnehmen wir in dieser Hinsicht, um nur große Zahlen zu nennen, daß rd. 1½ Millionen Mark für Fliegerausbildung und weitere 1½ Millionen Mark für Flugprämien und Wettbewerbe gezahlt worden sind. Die Arbeiten auf dem Gebiete der Fliegerversicherung, der Schaffung von Flugstützpunkten und der Förderung neuer Konstruktionen haben den Betrag von etwa ½ Million Mark in Anspruch genommen.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — **Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2**, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

1. Am 25. Dezember vorigen Jahres verloren wir durch den Tod unser geschätztes Mitglied, den Dr.-Ing. h. c. Christian Emil Bichel, Direktor der Sprengstoff-A.-G. Carbonit, Hamburg, und am 1. Februar ds. J. fand der in seinen Leistungen allgemein anerkannte Pilot und Fluglehrer Oswald Kahnt, Leipzig-Lindenthal, der sich zurzeit bei der Gothaer Waggonfabrik als Fluglehrer in den Dienst des Vaterlandes gestellt hatte, in Ausübung seines Berufes einen beklagenswerten Tod; das gleiche Schicksal traf am 18. Februar unser Mitglied, den wissenschaftlichen Hilfsarbeiter am Kgl. Preuß. Aeron. Observatorium Lindenberg, Dr. Manfred Jaeger; dieser zu den größten Hoffnungen berechtigende junge Gelehrte verunglückte tödlich bei einem Übungsflug, den er in Johannisthal zwecks seiner Ausbildung als Freiwill. Marineflieger unternahm; wir werden den geschätzten Mitgliedern ein ehrendes Andenken bewahren.

2. Beförderungen und Auszeichnungen:

Unserem Mitglied, Sr. Exz. Freiherrn von der Goltz, wurde am Kaisergeburtstage in Anerkennung seiner großen Verdienste auf dem östlichen Schlachtfelde der Charakter als General der Infanterie verliehen.

Hauptmann von Kehler, bisher bei dem Luftschiffer-Bataillon Nr. 2 (IV. Berlin) tätig, wurde zum Major und Führer des Luftschiffertrupps 10,

Leutnant Kurt von Schmickaly, im Flieger-Bataillon 3, zum Oberleutnant befördert.

Dozent Dr. Linke, Frankfurt a. M., z. Z. als Leutnant d. L. Leiter einer Feldwetterstation, ist zum Professor ernannt worden.

Mit dem Eisernen Kreuz 1. Klasse wurden unsere Mitglieder, der Präsident der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof, zurzeit Kommandeur eines Landwehr-Armeekorps, Se. Exz. Generalleutnant Rieß von Scheurnschloß, der Führer einer Feldflieger-Abteilung Hauptmann Geerdtz und der Generalsekretär des Reichsflugvereins Bruno von Rudno, Oberleutnant d. R., ausgezeichnet.

Das Eiserne Kreuz 2. Klasse erwarben sich die Mitglieder: Georg von dem Borne, Prof. Dr., Privatdozent für Geologie und Geophysik, Breslau, Rittmeister und Kompagnieführer, z. Z. Festungslazarett Breslau; Conrad von Borsig, Geheimer Kommerzienrat, Berlin-Tegel, Rittmeister der Reserve; Max Gohlke, Ingenieur, Adlershof, unter Beförderung zum Leutnant d. L. u. Kompagnieführer; Friedländer, Hofrat Prof. Dr., Hohe Mark i. Taunus; gegenwärtig Leiter eines Kriegslazaretts; Walter Selve, Fabrikant, Altena/Westfalen, Oberleutnant d. L.; M. I. Oppenheimer, Fabrikbesitzer, Frankfurt, Leutnant d. Res. im Kgl. Bayer. Freiwilligen Automobilkorps, der außerdem mit der Hessischen Tapferkeitsmedaille und dem Kgl. Bayer. Militär-Verdienstorden mit Schwertern ausgezeichnet wurde.

Der Berliner Aeronaut Dr. Hermann Elias, der als Beobachtungsoffizier und Leiter einer Feldflieger-Abt. im Felde steht und bereits vor längerer Zeit mit dem Eisernen Kreuz zweiter und erster Klasse ausgezeichnet wurde, erhielt jetzt das Österreichische Militärverdienstkreuz mit der Kriegsdekoration.

Der Hauptmann und Kompagniechef im Lothringischen Inf.-Regt. Nr. 158, Eberhard von Selasinsky, wurde zum Ehrenritter des Johanniterordens ernannt.

3. Veröffentlichung des Ausschusses für Einheiten und Formelzeichen (AEF):

Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen (AEF) hat in der letzten Zeit folgende Drucksachen herausgegeben:

1. Formelzeichen des AEF in Plakatform. Das Blatt von 60 × 78 cm Größe enthält die Formelzeichen. Es kostet 25 Pf., Verpackung und Versand für 1 oder 2 Exemplare 35, für 3 oder 4 Exemplare 45 Pf.

2. Sätze und Zeichen des AEF in Taschenformat. Das Blatt von 18 × 18 cm Größe, einmal zusammenzulegen, enthält die Sätze, Einheits- und Formelzeichen, welche bis jetzt vom AEF festgestellt worden sind. Preis 3 Pf. für das Stück bei Bezug von mindestens 10 Stück.

3. Verhandlungen des Ausschusses für Einheiten und Formelgrößen in den Jahren 1907 bis 1914. Herausgegeben im Auftrage des AEF von Dr. Karl Strecker. 40 S. in 8°. Verlag von Julius Springer, Berlin. Preis M. 1,20.

Nr. 1 und 2 sind von der Geschäftsstelle des Elektrotechnischen Vereins (Berlin SW. 11, Königgrätzerstr. 106) zu beziehen. Der Geschäftsführer: Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART
Ing. PAUL BEJEUHR, BERLIN
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Gh.Hofr.Dr.S.FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SEPPELER, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 27. März 1915. | Heft 5 u. 6.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur **ANSBERT VORREITER**, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: **Dr. L. PRANDTL**, Professor an der Universität Göttingen und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI | **27. März 1915.** | **Heft 5 und 6.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.

Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

IV. Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt.

Wir bringen unseren Mitgliedern ergebenst zur Kenntnis, daß der Gesamtvorstand mit Rücksicht auf den Krieg und die durch Einberufung zu den Fahnen bezw. durch freiwillige Tätigkeit für die Reichs- und Militärbehörden bedingte Abwesenheit und Unabkömmlichkeit des größten Teils unserer Mitglieder beschlossen hat, gemäß § 27 g unserer Satzungen

die IV. Ordentliche Mitgliederversammlung auf unbestimmte Zeit zu verschieben.

Gleichzeitig wurde bestimmt, keine Neuwahlen für die amtierenden Vorstandsmitglieder und Rechnungsprüfer vorzunehmen, vielmehr bis zum Stattfinden der nächsten Ordentlichen Mitgliederversammlung die diese Stellen einnehmenden Herren in ihrem Amte zu belassen. Außerdem wurde festgesetzt, die Stadt Hamburg als Ort für diese Versammlung vorgemerkt zu behalten.

Die Arbeiten der Gesellschaft für die Behörden werden dank der Mitarbeit der Herren Ausschußmitglieder voll aufrecht erhalten und erleiden nur durch den Briefverkehr mit den zur Fahne Einberufenen geringe Verzögerungen.

Unter Berücksichtigung dessen ist zu hoffen, daß unsere Gesellschaft die schwere Kriegszeit gut überstehen wird, um sich nach einem ehrenvollen Frieden unter der tatkräftigen Leitung unseres hohen Protektors mit frischen Kräften der Förderung der Luftfahrt zu widmen, die dem Vaterland schon jetzt so erhebliche Dienste leistet.

Der Geschäftsführende Vorstand:

Dr. v. Böttinger, Elberfeld. — Dr. v. Parseval, Charlottenburg. — Dr. L. Prandtl, Göttingen.



Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Professor Dr.-Ing. **F. Bendemann** und Dr.-Ing. **C. Schmid.**

I. Teil der Dissertation **„Die Luftschraube am Stand"**

von Diplom-Ingenieur **Carl Schmid.**

Das Schraubenproblem ist schon von vielen Seiten zu berechnen versucht worden. Einige hervorragende neuere Arbeiten haben es auch um einen wesentlichen Schritt vorwärts, jedoch noch zu keinem befriedigenden Abschluß gebracht. Den Theorien liegen meist gezwungene, in Wirklichkeit wenig zutreffende Voraussetzungen zugrunde.

Wenn es auch einigen Autoren gelungen ist, Schubkraft und Antriebsleistung einer Schraube mit genügender Annäherung zu berechnen, so geben sie doch keinen oder nur unbefriedigenden Aufschluß über die Formgebung des Profiles und über die mehr oder weniger günstige Wirkung einzelner Elemente des Flügelblattes. Gerade beim gewaltigen Fortschritt der Flugmaschine und bei den hohen Anforderungen, die an die Antriebsorgane gestellt werden, kommt es darauf an, die möglichst günstigste Wirkung aus der Schraube herauszuholen, wo dies weit besser als beim Motor ohne Einbuße der Betriebssicherheit geschehen kann.

Die vorliegende Arbeit bezweckt, experimentell den Einfluß der Formgebung des Querschnittes auf Schubkraft und Drehmoment systematisch zu untersuchen und dem Konstrukteur an Hand der Versuche brauchbare Profile anzuzeigen. Ferner soll für das Flügelblatt die Abhängigkeit der Kräfte vom Anstellwinkel, von der Breite und Zahl der Flügelblätter durch empirische Formeln angegeben werden.

Wenn auch nicht sämtliche Ergebnisse der vorliegenden Versuche mit der Schraube am Stand ohne weiteres auf die Schraube in Fahrt angewendet werden können, so bilden sie doch einen sehr nützlichen Beitrag für das Studium der letzteren.

Die Versuche wurden mit den Versuchseinrichtungen und Mitteln der »Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie« durchgeführt.

Der Verfasser ist dieser Stelle, besonders auch Herrn Professor Dr.-Ing. Bendemann, der bis Frühjahr 1912 die Geschäftsstelle leitete, für die Anregung und Förderung der Arbeit zu aufrichtigem Dank verpflichtet.

Geschichtliches und Theoretisches über Schraubenflieger.

Die Geschichte des Schraubenfliegers reicht bis ins 18. Jahrhundert zurück, während der Gedanke des Flugdrachens erst mit der Mitte des vorigen Jahrhunderts zum erstenmal auftaucht. Schon im Jahre 1784 versuchten Launoy und Bienvenue einen Apparat mit mehrflügeligen Schrauben, von Menschenkraft angetrieben, zu heben. W. H. Philipps (1842) und Forlanini trieben ihre Schraubenflieger mit Dampfmotoren an. Ein Erfolg war natürlich bei den schweren Antriebsmaschinen nicht denkbar.

Auch in neuer Zeit fehlte es nicht an Erfindern und Konstrukteuren; so gelang es im Jahre 1908 Paul Cornu[1]) und Louis Bréguet[2]), Schraubenflieger von mächtigen Dimensionen zu bauen, die sich von der Erde erhoben, selbst bei den damals noch recht schweren Antriebsmaschinen. Auch Ch. Renard[3]) hat sich eingehend mit der Frage der Hubschrauben beschäftigt.

Unter die neuesten ernst zu nehmenden Arbeiten gehören hierher u. a. der Schraubenflieger des Österreichers Wellner[4]) und von Professor Dr. Klingenberg[5]) in Deutschland, der vor allem in vorbildlicher Weise Studien und systematische Vorversuche für den Bau von Schraubenfliegern anstellte. Es würde zu weit führen, die große Anzahl der überall auftauchenden Konstruktionen aufzuzählen. Wenn all diese Versuche auch nicht gerade ermutigend sind für den Bau von Schraubenfliegern, so zeigen sie doch, daß nach dem gewaltigen Fortschritt der letzten Jahre im Motorenbau und bei den Erfahrungen, die man inzwischen in der Schraubenfrage gesammelt hat, das Fliegen mit der Hubschraube keine Unmöglichkeit ist.

Seit dem Anfang dieses Jahrhunderts befaßte man sich ernstlich mit dem Gedanken des Drachenfliegers, dessen Entwicklung auch bald einen gewaltigen Aufschwung nahm. Damit ging das Interesse an dem Schraubenflieger, dem unendlich viel Arbeit und Mittel gewidmet worden waren, immer mehr zurück. Nur vereinzelt hört man noch von Versuchen mit Schraubenfliegern. Das neue Flugzeug überwand ohne weiteres die einzige Schwierigkeit, an der bis dahin der Schraubenflieger scheiterte, nämlich genügende Hubkraft zu erzeugen. Trotzdem es beim heutigen Stande der Motoren und Schrauben möglich ist, einen Schraubenflieger zu bauen, der das erforderliche Gewicht zu heben vermag, und trotzdem dieser gegenüber dem Drachenflieger (Gleitflieger) gewaltige ins Auge springende Vorteile besitzt, bleibt doch der letztere wahrscheinlich die Flugmaschine der Zukunft, denn das rasche Fortbewegen in der Luft geschieht am sparsamsten durch Gleiten. Indem feste schräge Flächen mit kleiner Neigung zur Bewegungsrichtung durch Treibschrauben mit möglichst großer Geschwindigkeit vorwärts bewegt werden, wird die nötige Hubkraft durch die schrägen Flächen erzeugt.

Trotz der Entwicklung dieses Prinzips gewinnt auch die Hubschraube immer mehr an praktischer Bedeutung. Das ideale Gleitflugzeug muß sich ohne großen Anlauf mittels Hubschraube, die an vertikaler Welle direkt nach oben zieht, von der Stelle in die Höhe erheben können; frei von der Erde wird dann der nötige Auftrieb durch Gleiten der festen Flächen erzeugt, die mit einer horizontal ziehenden Schraube bewegt werden. Die Hubschraube ermöglicht dabei ein für Beobachtungszwecke u. dgl. notwendiges beliebig langsames Fortbewegen, sogar Stehen (Schweben), das natürlich mit dem jetzigen Drachenflieger unmöglich ist.

Das Landen geschieht am besten ebenfalls mittels Hubschraube ohne langen und gefährlichen Auslauf. Die für den Flieger gefährlichsten Momente des Anlaufs und Landens werden auf diese Weise ausgeschaltet. Hören wir dazu Louis Bréguet, der zum Schluß einer Artikelreihe über Schrauben und Schraubenflieger als Ergebnis seiner langjährigen wissenschaftlichen und hervorragenden praktischen Untersuchungen schreibt:

»Nichts geht über den geradlinigen Gleitflug mit großen und sicheren Flügeln, die fest sind. Jeder Flugapparat muß vor allen Dingen ein Gleiter (planeur) sein; aber dieser Gleiter muß vervollständigt werden nicht allein durch gute Treibschrauben sondern auch durch Hubschrauben; diese werden dem Flugdrachen die größten Dienste leisten bei den praktischen Zwecken, zu denen sie die Zukunft führen wird, und wozu sie sowohl eine große Leichtigkeit im Aufstieg wie veränderliche Gangart im Fluge notwendig brauchen werden.«

Abgesehen von diesem praktischen Wert der Hubschraube, liefern die Versuche mit der Schraube am Festpunkt auch für das Studium der Treibschraube Gesetzmäßigkeiten und Kenntnisse, deren Erforschung durch Fahrtversuche mit weit größerer Schwierigkeit und Kostspieligkeit verknüpft wären.

Vergleichende Bewertung der Versuchsergebnisse.

Der Vergleichsmaßstab zur Berechnung der vorliegenden Versuche beruht auf der Rankineschen Schraubenstrahltheorie. Er ist von Professor Finsterwalder und Professor Bendemann aufgestellt und bereits in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1910, S. 177 u. f. veröffentlicht (auch Professor Prandtl verdanken wir einige wertvolle Winke). An dieser Stelle seien nur die einzelnen Vergleichsgrößen ohne eingehende Begründung im Zusammenhang noch einmal angeführt, um später benutzt zu werden. Der Grundgedanke ist folgender: Eine Schraube soll die aufgewendete Antriebsleistung möglichst gut ausnutzen, d. h. möglichst großen Axialschub pro PS (Kraftausnutzung C)

---

[1]) Aéronautique 1908, S. 18; 1909, S. 159; Ill. Aeron. Mitteil. 1908, S. 206.

[2]) Aérophile 1909, 15. April; Ill. Aeron. Mitteilungen 1909, S. 612; Flugsport 1909, S. 170; Révue de l'Aviation 1910.

[3]) Compt. Rendus 1903, 23. Nov., 7. Dez.; 1904, 7. Nov.

[4]) Ztschr. des österr. Ing.- u. Arch.-Ver. Bd. 46, S. 405, 537, 561; ebenda 1908, Dez., S. 837—40; Ill. Aeron. Mitt. 1908, S. 177.

[5]) Ztschr. d. V. D. I. 1910, S. 1009.

liefern; zugleich soll sie einen hohen Axialschub pro Flächeneinheit (Flächenausnutzung $\mathfrak{p}$) ergeben, um hinsichtlich Gewicht und Raum die Abmessungen der Schraube namentlich im Durchmesser möglichst einschränken zu können. Mit zunehmender Kraftausnutzung nimmt aber die Flächenausnutzung ab und umgekehrt. Ein einheitlicher, beiden Faktoren in gleichem Maße gerecht werdender Vergleichsmaßstab ist nicht angebbar, da im einen Fall Kraft-, im andern Fall Flächenausnutzung ausschlaggebender ist. Neben einem Einheitsmaßstab (Gütegrad ζ, s. unten) sind deshalb die einzelnen Faktoren, Flächenausnutzung und Kraftausnutzung, für alle Versuche noch getrennt angegeben.

Der Zusammenhang der drei Größen mit den gemessenen Kräften und unter sich ist folgender:

Kraftausnutzung C.

Die resultierende Widerstandskraft einer in Luft bewegten Flügelfläche und mithin auch deren Komponenten senkrecht und parallel zur Drehebene, die Axialschub P und Drehmoment M ergeben, wachsen mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit. Dieses quadratische Gesetz ist bei sämtlichen Versuchen bei 6 bis 8 verschiedenen Drehzahlen kontrolliert und bestätigt gefunden; etwaige Abweichungen sind besonders erwähnt. Das Verhältnis P/M ist also unabhängig von der Drehzahl. Bei geometrisch ähnlichen Schrauben haben wir auch geometrisch ähnliche Strömungsvorgänge. Für eine Schar ähnlicher Schrauben von verschiedener Größe ist also:

$\frac{P}{M} = \frac{\text{Konstante}}{\text{Länge}}$, wird als Länge praktisch der Radius R eingeführt, so ergibt sich:

$$\frac{P}{M} = \frac{\text{Konstante}}{R}, \text{ oder } \frac{P}{M} \cdot R = \text{Konstante} = C.$$

Für die Leistung $L = M \cdot \omega$ wird die Kraftausnutzung (Schubkraft pro PS) proportional

$$\frac{P}{L} = \frac{P}{M \cdot \omega} = \frac{C}{R \cdot \omega} = \frac{C}{u},$$

worin u die Umfangsgeschwindigkeit der Flügelspitzen $= R \cdot \omega$ bedeutet. Die Größe $\frac{C}{u}$ mit $C = \frac{P}{M} \cdot R$ charakterisiert also die Kraftausnutzung einer Schraube und C soll im folgenden selbst mit »Kraftausnutzung« bezeichnet werden.

Flächenausnutzung $\mathfrak{p}$.

Unter Flächenausnutzung $\left(\frac{P}{F}\right)$ sei der Axialschub der Schraube (P in kg) pro Schraubenkreisfläche ($F = R^2 \cdot \pi$) verstanden.

Mit $\frac{P}{\omega^2} = \mathfrak{P}$ wird $\frac{\mathfrak{P}}{F} = \frac{P}{F \cdot \omega^2}$ gleich dem von der Winkelgeschwindigkeit unabhängigen Betrag der Flächenausnutzung. Für eine Schar ähnlicher Schrauben in demselben Medium verhalten sich diese Größen wie die Flächen, denn es ist

$$\frac{P}{F \cdot \omega^2} = \frac{\text{Masse}}{\text{Länge}} = \left(\frac{\gamma}{g}\right) \text{Länge}^2,$$

also

$$\frac{\mathfrak{P}}{F} = \text{Konstante} \cdot \text{Länge}^2;$$

wählen wir für die Länge wieder zweckmäßig den Radius R, so haben wir

$$\frac{\mathfrak{P}}{R^4} = \text{konst.} = \mathfrak{p} \text{ (Flächenausnutzung)}.$$

Für gegebenes $\mathfrak{p}$ ist also $P = \mathfrak{p} \cdot R^4 \cdot \omega^2$.

Gütegrad ζ.

Die Schraube fördere im Idealfall eine Luftmasse $Q = \mu \cdot F_1 \cdot v$, worin F_1 die Fläche des Schraubenstrahles, v die axiale Geschwindigkeit in m/Sek. und $\mu = \frac{\gamma}{g}$ die Masse von 1 cbm Luft bedeutet. Diese Luftmasse erzeugt einen Rückstoß $P' = Q \cdot v$, entsprechend einem Arbeitsaufwand

$$L = Q \cdot \frac{v^2}{2} = P' \frac{v}{2}.$$

Es ist also

$$P' = \mu \cdot F_1 \cdot v^2$$

und

$$L = \mu \cdot F_1 \cdot \frac{v^3}{2}.$$

Durch Elimination von v ergibt sich

$$P'^3 = 4 \cdot \mu \cdot F_1 \cdot L^2.$$

Wir können nun die Fläche des Schraubenstrahles F_1 durch die Schraubenkreisfläche selbst ausdrücken; es muß nämlich im Idealfall die erzeugte lebendigeKraft gleich der Hubarbeit der Schraube sein:

$$L = P' \cdot w,$$

worin w die axiale Geschwindigkeit des Schraubenstrahles in der Drehebene bedeutet. Oben war

$$L' = P' \cdot \frac{v}{2},$$

durch Gleichsetzen ergibt sich

$$w = \frac{v}{2}.$$

Wegen der Kontinuität muß sein:

$$Q = \mu \cdot F_1 \cdot v = \mu \cdot F \cdot w,$$

also

$$F_1 = 1/2\, F.$$

Setzen wir dies oben ein, so erhalten wir

$$P'^3 = 2 \cdot \mu \cdot F \cdot L^2.$$

Daraus ergibt sich für unseren Idealfall die Beziehung zwischen Kraftausnutzung und Flächenausnutzung, wenn wir schreiben:

$$\left(\frac{P'}{L}\right)^2 \frac{P'}{F} = 2\,\mu,$$

d. h. die Flächenausnutzung ist umgekehrt proportional dem Quadrat der Kraftausnutzung. Wir können also in jedem Fall das Verhältnis der willkürlich erreichten zu der bei der gleichen Flächenausnutzung höchstmöglichen Kraftausnutzung berechnen. Ist P der willkürlich erreichte (gemessene) Axialschub in kg, so ist das eben ausgesprochene Verhältnis

$$\frac{P}{P'} = \zeta = \text{Gütegrad},$$

der in jedem Fall $<$ als 1 sein muß. Setzen wir für P' seinen Wert ein, so erhalten wir

$$\zeta^3 = \frac{P^3}{2\,\mu \cdot F \cdot L^2}.$$

Mit obigen Werten in Kraftausnutzung und Flächenausnutzung:

$$\frac{P}{L} = \frac{C}{\omega \cdot R} \text{ und } P = \mathfrak{p} \cdot R^4 \cdot \omega^2$$

wird

$$\zeta^3 = \frac{\mathfrak{p} \cdot C^2}{2\,\mu\,\pi}.$$

Beziehen wir des bequemeren Auswertens wegen Schubkraft und Drehmoment nicht auf ω sondern auf $\frac{n}{100}$ (zur gleichzeitigen Erzielung bequemer Dezimalen), so sind die Ausdrücke noch mit $\left(\frac{30}{100\,\pi}\right)^2 = \left(\frac{0{,}3}{\pi}\right)^2$ zu multiplizieren.

Wählen wir dann noch für $\gamma = 1{,}2$ (s. S. 40), also

$$\mu = \frac{\gamma}{g} = \frac{1{,}2}{9{,}81},$$

so erhalten wir:

$$\zeta = 0{,}228 \sqrt[3]{\mathfrak{p} \cdot C^2} \text{ als Gütegrad},$$

$$C = \frac{P}{M} \cdot R = \frac{\mathfrak{p}}{m} \text{ als Kraftausnutzung (betr. } m, \text{ s. S. 40)},$$

$$\mathfrak{p} = \frac{P}{\left(\frac{n}{100}\right)^2} \cdot \frac{1}{R^4} \text{ als Flächenausnutzung.}$$

Diese drei Vergleichsgrößen haben sich für die Beurteilung einer Schraube sehr gut bewährt.

Versuchsanlage.

Die Versuchsanlage war von dem ersten Geschäftsführer der Geschäftsstelle für Flugtechnik, Herrn Dr.-Ing. Bauersfeld, entworfen und errichtet. Die Halle umschließt einen freien Raum von 9 · 9 m Grundfläche und 12 m lichter Höhe. In der Mitte steht die Versuchsmaschine (Rotationsapparat) mit vertikaler Welle (Fig. 1). Die Abmessungen sind vollständig ausreichend zur Beruhigung des Schraubenstrahles, selbst bei großen Schrauben, wie sie in der Praxis kaum Anwendung finden. Der Durchmesser der Versuchsflügel beträgt meistens 3 m und 3,5 m. Die Flügel drehen sich am oberen Ende der vertikalen Welle in einer Höhe von 3,5 m über dem Fußboden. Sie saugen die Luft von unten an, und werfen sie nach oben aus. Über den Flügeln befindet sich demnach eine lichte Höhe von ca. 8,5 m.

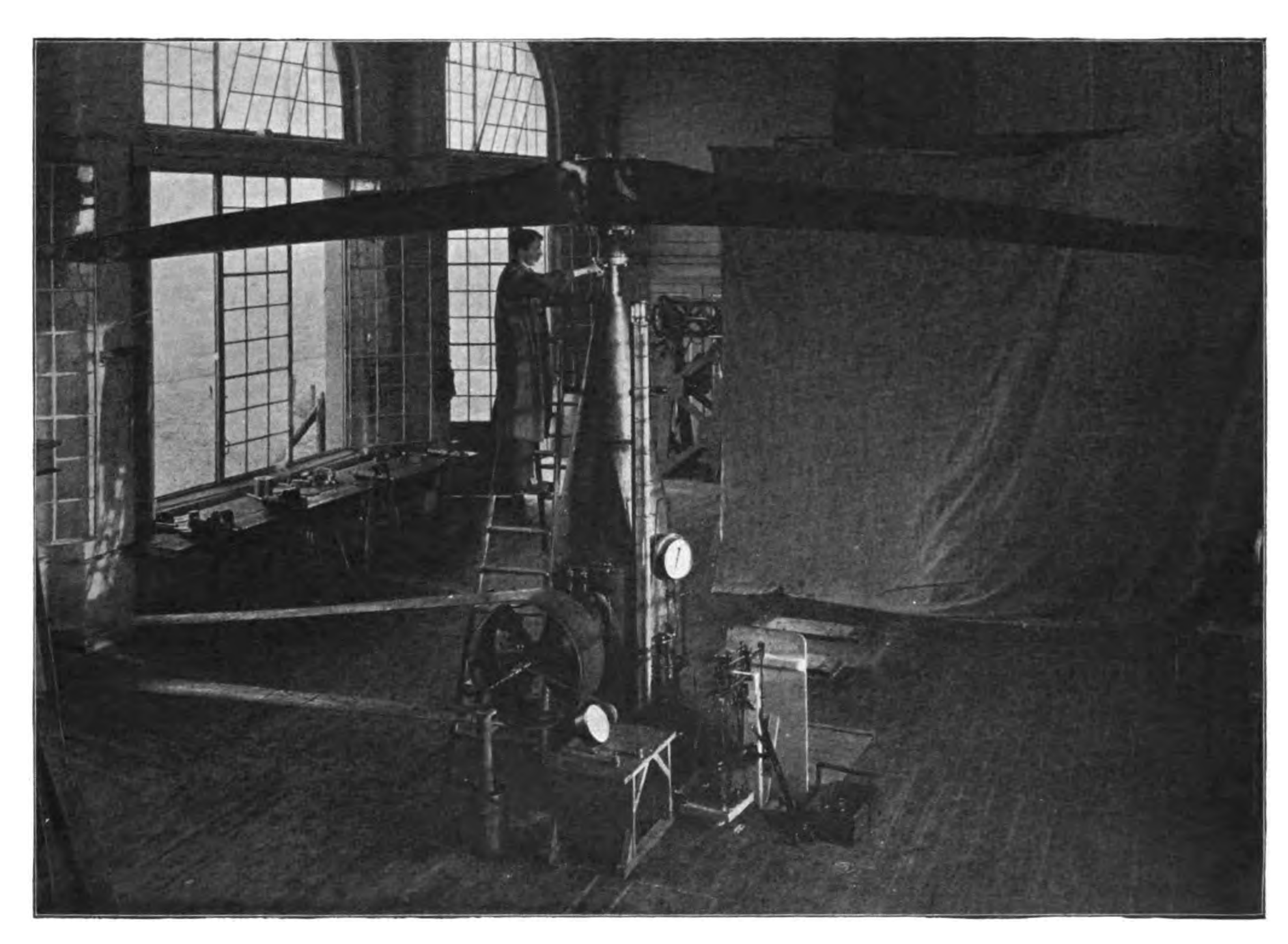


Fig. 1. Rotationsapparat mit Meßeinrichtung.

Wir hatten bei der Eichung der Schrauben für den Kaiserpreiswettbewerb für Flugzeugmotoren 1912/13 Gelegenheit festzustellen, daß bei unserer Versuchsanordnung eine Störung des Luftstromes bei den gewählten Raumverhältnissen kaum in Frage kommt.

1. Schubkraftmessung.

Die vertikale Schraubenwelle ist in Halslagern axial verschiebbar und stützt sich am unteren Ende auf ein Kugellager, dessen Fassung mittels Pfanne und Schneide auf einem horizontalen Hebel ruht; das eine Ende dieses Hebels sitzt auf einer am Gehäuse der Maschine festen Schneide, das andere drückt ebenfalls mittels Schneide auf die Brücke einer gewöhnlichen Dezimalwage, mit der die Schubkraft gemessen wird. Eine die Ausschläge ca. 10-fach vergrößernde Zeigervorrichtung erleichtert die Beobachtung. Die auftretenden starken Schwankungen werden durch eine Blechscheibe, die mit der Wageschale, durch eine Stange verbunden, unter derselben in einen Flüssigkeitstopf eintaucht, gedämpft. Das Armverhältnis des Hebels ist 1 : 3, so daß das Gewicht auf der Wageschale = $^1/_{30}$ der Schubkraft der Schraube ist.

Die ganze Wage ist, damit sie von den Windströmungen nicht beeinflußt werden kann, eingekapselt. Die Wägung ist absolut zuverlässig und empfindlich. Die Wage schlägt schon deutlich aus bei einer Gewichtsveränderung von 0,05 kg an der Schraubenwelle.

Ein Hilfspolnebenschlußmotor von 34 PS, von dem der Rotationsapparat mittels Riemen angetrieben wird, ermöglicht eine Veränderung der Drehzahl an der Schraubenwelle von 40 bis 600 Umdr. i. d. Min.

Die Drehzahl wird an einem Morellhandtachometer (mit drei Meßbereichen) abgelesen, das von der Vorgelegewelle mittels biegsamer Welle angetrieben wird. Ein zweites, von derselben Welle aus mittels Band angetriebenes Tachometer dient zur ständigen Kontrolle. Beide werden von Zeit zu Zeit mit einem Tachoskop, das bei Leergang auf das obere Ende der Schraubenwelle gehalten wird, kontrolliert. Auf genaue Ablesung der Drehzahl muß besonders große Sorgfalt verwendet werden, da die Kräfte proportional mit dem Quadrat derselben sich ändern.

2. Drehmomentmessung, Kolbendynamometer.

Große Schwierigkeiten verursachte die Messung des Drehmoments, weil der Rotationsapparat auf ein eigenartiges optisches Meßverfahren für die Drehmomente eingerichtet war, das sich nicht bewährt hat. Der »optische Torsionsindikator« gab bei niederen Drehzahlen und großen Drehkräften eine recht genaue Ablesung des Drehmomentes durch Anzeigen der Verdrehung der Schraubenwelle. Bei höheren

Drehzahlen machten jedoch stark auftretende Torsionsschwingungen eine auch nur annähernd richtige Ablesung unmöglich.

Bei den bekanntesten anderen Dynamometern waren teils ähnliche Fehler zu befürchten, teils waren sie in der fertigen Rotationsmaschine nicht unterzubringen. Die Leistung nach dem Stromverbrauch zu messen, wurde wegen der vielen, zwischen Meßinstrument und Schraubenwelle liegenden, starken Änderungen unterworfenen Arbeitsverluste zu ungenau, zumal vielfach verhältnismäßig kleine Drehmomente in Frage kommen. Es blieb nur übrig, einen neuen, mit der Schraubenwelle rotierenden Kraftmesser einzubauen (Fig. 2), den ich unter der Leitung von Professor Dr.-Ing. Bendemann, dem damaligen Leiter der Versuchsanstalt, konstruierte und ausprobierte.

Die Hauptschwierigkeit lag darin, daß die ohnehin gedrängte Bauart der Maschine für das Unterbringen eines neuen Instrumentes sehr wenig Platz ließ.

Das Dynamometer, Fig. 2, beruht auf dem Prinzip des hydraulischen Preßkolbens. Die Wirkungsweise ist folgende: das vom Kegelrad Z_1 angetriebene Zahnrad Z_2 sitzt nicht fest auf der Schraubenwelle, sondern dreht sich um einen mit der Welle konzentrischen hohlen Zapfen, der am Gehäuse der Maschine festsitzt (in Fig. 2 nicht ersichtlich). Ein im Zahnrad festsitzender Mitnehmerbolzen B überträgt folgendermaßen das Drehmoment über den Meßkolben nach der Schraubenwelle: der Mitnehmerbolzen B legt sich gegen das eine Ende eines zweiarmigen Hebels H, der in einem auf der Schraubenwelle festgekeilten Arm A drehbar gelagert ist; das andere Ende des Hebels überträgt den Druck mittels Druckstange D auf den beweglichen Kolben K, dessen Zylinder C mit dem Arm A fest verbunden ist. Kolben und Zylinder sind von der Firma Amsler & Laffon, Schaffhausen, aus Stahl sehr sorgfältig hergestellt, so daß der Kolben bei sehr leichter Beweglichkeit bis zu den höchst vorkommenden Drücken (ca. 12 Atm.) dichthält. Die an der höchsten Stelle des Zylinders angebrachte Bohrung b dient dazu, vor dem Betrieb etwaige Luft aus Leitungen und Zylinder herauszulassen.

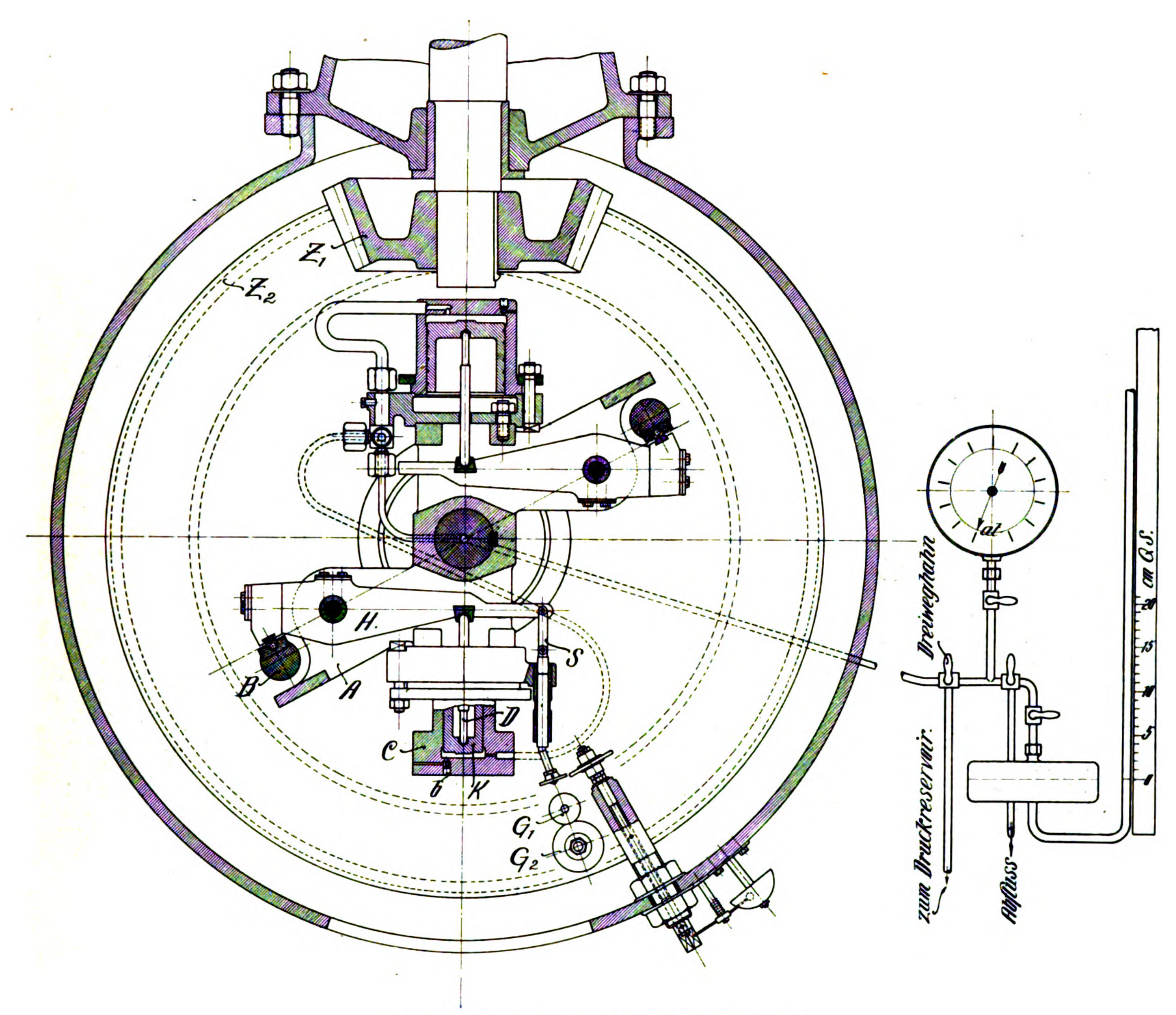


Fig. 2. Dynamometer im Schnitt mit Manometer.

Die relative Stellung des Kolbens zum Zylinder mußte zwecks Regulierung nach außen hin angezeigt werden, da der Kolben, wie wir nachher sehen werden, immer in einer bestimmten Lage arbeiten muß. Um dies zu erreichen, verschiebt sich parallel zur Kolbenachse eine Signalstange S, die mit dem Ende des Hebels H gelenkig verbunden ist. Am äußeren Ende dieser Stange sitzt eine Metallscheibe G_1, die in einer bestimmten, der Kolbenstellung entsprechenden Lage,

eine über ihr befindliche Gummischeibe G_2 an deren Umfang streift. Der Durchmesser dieser letzteren ist so groß gewählt (ca. 60 mm), daß sie die verschieden starken Anschläge infolge der vertikalen Verschiebung der Scheibe G_1 (dem Ausschlag der Dezimalwage entsprechend) leicht aushält. Gegen seitliches Ausknicken ist sie durch Blechscheiben von etwas kleinerem Durchmesser gesichert.

Die Gummischeibe G_2 sitzt auf einem im Maschinengehäuse drehbaren Bolzen, dessen axiale Lage durch Bund genau fixiert ist. Ein Dreikant am äußeren Ende des Bolzens betätigt bei der Drehung den Klöppel einer Glocke. Diese ertönt also nur, wenn der Kolben sich in der gewünschten Meßstellung befindet. Eine axiale Verschiebung des Kolbens aus dieser Lage um $\pm$ 1,5 mm, wie sie höchstens im Betrieb vorkommt, wurde zugelassen, da eine solche nur einen ganz geringen Fehler verursacht.

Um den Dynamometerkolben während des Betriebes in der richtigen Stellung zu halten, mußte die Flüssigkeitsmenge zwischen Kolben und Manometer (dem Ausschlag des Manometers entsprechend) reguliert werden. Dies geschieht durch einen in die Leitung eingebauten Dreiweghahn, mit dem man diese mit einem Druckreservoir oder mit einem freien Abfluß verbinden kann. Die Änderung der Flüssigkeitsmenge ist in nur sehr geringem Umfange nötig, so daß eine von vornherein vorgesehene und durchkonstruierte automatische Regulierung erspart werden konnte; die Regulierung von Hand war mit keinem Zeitverlust verknüpft.

Als Druckflüssigkeit wurde ein nicht sehr zähes Öl verwendet, das bei einer Temperatur von 10 bis 15° ein spezifisches Gewicht von ca. 0,913 hat. Bei höherer Temperatur hat sich auch dickflüssigeres Dynamoöl gut bewährt. Das Öl schmiert einerseits den Kolben, dämpft anderseits die oft sehr stark auftretenden Schwankungen. Eine weitere Dämpfung der Stöße durch einen am höchsten Punkt der Ölleitung eingebauten Luftkessel hat sich bald als überflüssig erwiesen.

Die Druckflüssigkeit wird aus dem Zylinder nach der hohlen Schraubenwelle, aus dieser mittels einer am unteren Ende der Welle befindlichen Stoffbuchse nach dem Manometer geleitet. Die Stoffbuchse wird durch den Wägehebel gestützt. Die kleinen, in der Richtung der Wellenachse auftretenden Flüssigkeitsdrücke werden dadurch aufgehoben.

Zum Ablesen des Druckes diente ein einfaches Quecksilbermanometer (Fig. 2) mit einer ca. 225 cm langen Glasröhre und Zentimeterskala. Der Innendurchmesser des Steigrohres beträgt ca. 0,3 cm, der des Quecksilbergefäßes ca. 4 cm, so daß bei der größten Höhe der Quecksilbersäule der Spiegel im Gefäß 0,1 cm sinkt. Der Fehler ist also kleiner als 0,5‰.

Bei Drücken über 3 Atm. wurde ein großes Federmanometer von Schäffer & Budenberg mit sehr feiner Skalenteilung benutzt. Es wurde von Zeit zu Zeit mit einem mit Gewichten belasteten Preßkolben von genau bekanntem Durchmesser kontrolliert. Die Differenzen waren stets nur gering (kleiner als ½%).

Da nicht vorauszusehen war, daß die Stoffbuchse, Kolben und Verbindungen bei hohen Drücken dicht halten, waren für größere Drehmomente zwei weitere Kolben mit größeren Durchmessern und für ganz hohe eine Kombination von zwei Kolben vorgesehen (Fig. 2). Wir kamen jedoch bei den höchst vorkommenden Drehmomenten mit einem Kolben aus.

Daß auch dieses neue Dynamometer nicht ganz ohne Nachteil und Fehlerquellen sein konnte, darüber waren wir uns von vornherein klar. Der Hauptnachteil ist folgender. Vom Manometer wird nicht allein der Druck, der durch das Drehmoment an der Schraubenwelle verursacht wird, angezeigt, sondern es ist darin noch der Zentrifugalkraftdruck von Kolben und Gestänge enthalten, soweit dieser nicht durch die entgegenwirkende Zentrifugalkraft der Flüssigkeit zwischen Dynamometer und Schraubenwelle aufgehoben wird.

Die tangentiale Anordnung der Kolbenachse hätte diesen Nachteil beseitigt. Sie war aber bei den gegebenen Raumverhältnissen nicht möglich, abgesehen davon, daß der Druck des Kolbens auf die Zylinderwandung bei den erforderlichen Abmessungen nicht unerheblich gewesen wäre. Der Hebel H ist in bezug auf seine Drehachse durch Bleiplatten (P) vollständig ausbalanziert, übt also bei der Rotation auf die Flüssigkeit keinen Druck aus. Die mit ihm verbundene Signalstange S ist absichtlich nicht mit ausbalanciert, damit der Hebel H und die Druckstange auch bei Rückwärtsgang und ganz kleinen Drehmomenten der Bewegung des Kolbens folgen.

Berechnung des Korrektionsfaktors und Drehmomentmaßstabes.

Die für die Berechnung erforderlichen Gewichte (Kolben und Druckstange) und Abmessungen sind aus der schematischen Skizze Fig. 3 und der Tabelle I ersichtlich. Das Gewicht der Signalstange beträgt $G_S = 0{,}2$ kg; dieses entspricht, auf den Schwerpunkt des Kolbens bezogen, einem Gewicht

$$G'_S = G_S \cdot \frac{0{,}240 \cdot 0{,}178 \cdot 0{,}198}{0{,}150 \cdot 0{,}198 \cdot \varrho} = 0{,}0568 \cdot \frac{1}{\varrho}.$$

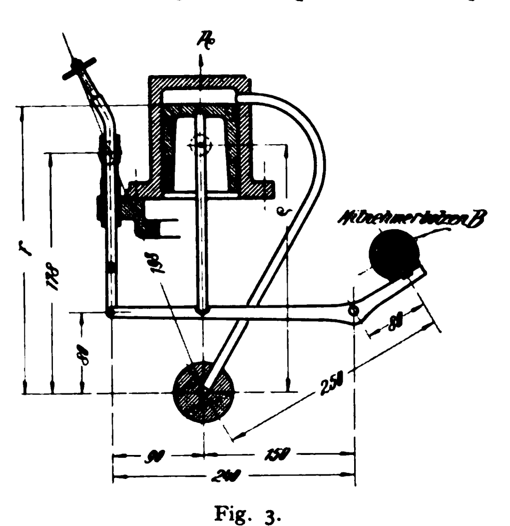


Fig. 3.
Schema des Dynamometers.

ϱ bedeutet darin den Schwerpunktsabstand des Kolbens einschließlich Kolbenstange von Wellenmitte in m (die Lage des Schwerpunktes wurde durch Aufhängen ermittelt). Die Werte von G'_S sind für die einzelnen Kolben in der Tabelle I eingetragen.

Es sei ferner G_K das Gewicht des Kolbens mit Druckstange, dann ist das Gesamtgewicht der auf die Flüssigkeit drückenden rotierenden Massen

$$G = G_K + G'_S.$$

Dieses erzeugt bei der Rotation eine Zentrifugalkraft

$$P_C = \frac{G}{g} \cdot \varrho \cdot \omega^2,$$

wobei g die Erdbeschleunigung und ω die Winkelgeschwindigkeit bedeutet.

Bei einer Kolbenfläche F qm ist daher $p_C = P_C/F$ der Zentrifugalkraftdruck pro Flächeneinheit.

Die Zentrifugalkraft der Flüssigkeit in der Leitung zwischen Zylinder und Welle wirkt der eben errechneten entgegen; sie beträgt

$$p_f = \int_0^r \frac{\gamma_f}{g} \omega^2 r \, dr = \frac{\gamma_f}{g} \frac{r^2}{2} \cdot \omega^2,$$

wenn r der Abstand der Kolbendruckfläche von der Wellenmitte und γ_f das spezifische Gewicht der Druckflüssigkeit in kg/cbm bedeutet. Wäre $p_f = p_C$, dann wäre kein Abzug nötig. In diesem Falle müßte das Gewicht der rotierenden Massen sein

$$G_0 = \frac{F r^2}{2 \varrho} \cdot \gamma_f.$$

Die Ausführung ergab jedoch bedeutend größere Gewichte (s. Tabelle I). Der abzuziehende Druck beträgt demnach:

$$p' = p_c - p_f = \frac{G}{g \cdot F} \cdot \varrho \cdot \omega^2 - \frac{r^2 \cdot \omega^2}{2g} \cdot \gamma_f \text{ in kg/qm Kolbenfläche.}$$

Der Abzug ist also proportional dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit.

Es ist

$$p' = H' \cdot \gamma_q,$$

wenn H' die Höhe der Quecksilbersäule in m und γ_q das Gewicht eines cbm Quecksilber bedeutet; es sei ferner

$$\mathfrak{H}' = \frac{H'}{\left(\frac{n}{100}\right)^2}.$$

Mit $\omega = \frac{\pi \cdot n}{30}$ und $\gamma_q = 13\,570$ kg/cbm wird

$$\mathfrak{H}' = \frac{10^4 \cdot \pi^2}{30^2 \cdot 13\,570} \cdot \frac{1}{g} \cdot \left(\frac{G}{F} \cdot \varrho - \frac{r^2}{2} \cdot \gamma_f\right)$$

$$= \frac{1}{1214} \cdot \frac{\varrho}{F}\left(G - \frac{F r^2}{2\varrho} \cdot \gamma_f\right) = \frac{1}{1214} \cdot \frac{\varrho}{F}(G - G_0).$$

Die Werte von $\mathfrak{H}'$ sind mit $\gamma_f = 913$ kg/cbm in Tabelle I eingetragen.

Die spezifischen Gewichte sind bekanntlich vor allem von der Temperatur abhängig. Die der Rechnung zugrunde gelegten entsprechen einer Temperatur von ungefähr 10—15°. Das Quecksilber ändert sein spezifisches Gewicht mit der Temperatur nur sehr wenig; einem Wechsel um $\pm$ 20° entspricht eine Änderung des spezifischen Gewichtes von rd. $\pm$ 1/3%.

Das Gewicht des Öles dagegen wird von der Temperatur stärker beeinflußt. In Fig. 4 sind für die beiden benutzten Öle die spezifischen Gewichte nach einer Anzahl von Messungen

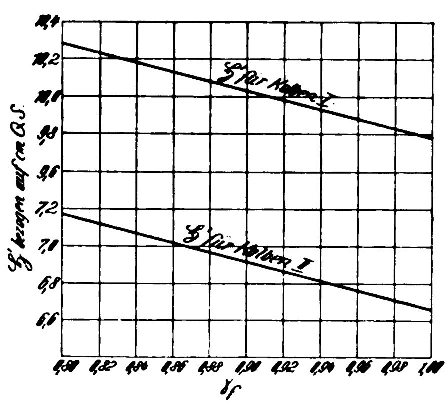


Fig. 5. Korrektionsfaktor in Abhängigkeit vom spez. Gewicht der Drucklässigkeit.

Tabelle I. **Größen zur Bestimmung von Korrektionsfaktor und Maßstabskonstanten des Kolbendynamometers.**

Kolben Nr.		I	II	III	IV
Kolbendurchmesser	mm	44,8	64,1	89,6	89,6
Kolbenfläche	F qcm	15,75	32,24	63,05	63,05
In Betriebstellung:					
Abstand der Druckfläche von Wellenmitte	r mm	247,5	247,5	246,5	246,5
Schwerpunktabstand des Kolbens von Wellenmitte	ϱ mm	194,5	205,5	210,5	210,5
Gewicht des Kolbens mit Druckstange	G_k kg	0,916	1,474	2,389	2,386
» der Signalstange auf den Schwerpunkt des Kolbens bezogen	G'_s »	0,292	0,278	0,270	0,270
Gesamtgewicht	$G = G_k + G'_s$ »	1,208	1,752	2,659	2,656
Berechnetes Gewicht für vollständigen Fliehkraftausgleich	G_0 »	0,227	0,438	0,832	0,832
Korrektionsfaktor nach Rechnung	$\mathfrak{H}'$cm QS	9,98	6,88	5,03	4,26
Mittel aus Leerlaufsversuchen	» » »	10,65	7,16	—	—
» » Bremsversuchen	» » »	9,69	6,93	—	—
Zur Auswertung gewählt		10,2	7,03	—	—
Drehmomentskonstante und Rechnung	C	0,101	0,204	—	—
Mittel aus Bremsversuchen	»	0,107	0,217	—	—
Zur Auswertung gewählt	»	0,104	0,213	—	—
Fehler nach Eichung m. Bremsflügeln	%	+1,6	+2,2	—	—

$\mathfrak{H}'$ (»Korrektionsfaktor«) bedeutet also die Höhe der Quecksilbersäule auf m bezogen, welche den rotierenden Massen bei 100 Umdr. i. d. Min. das Gleichgewicht hält. $\mathfrak{H}'$ ändert sich mit ϱ und r, γ_q und γ_f, also mit der Kolbenstellung und dem spezifischen Gewicht von Quecksilber und Drucköl.

Eine Verschiebung des Kolbens aus der für die Rechnung zugrunde gelegten Mittellage um $\pm$ 1,5 mm, die während des Betriebes nicht überschritten wird, verursacht eine Änderung von $\mathfrak{H}'$ um höchstens $\pm$ 3/4%.

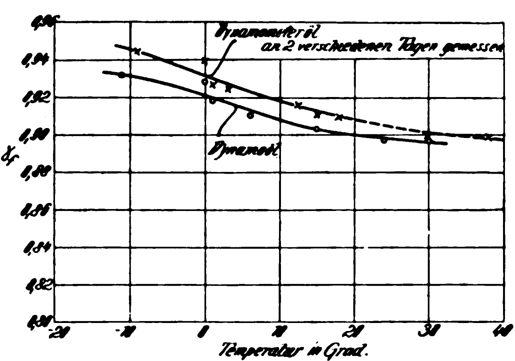


Fig. 4. Messungen des spez. Gew. von Öl bei verschied. Temperatur.

bei verschiedenen Temperaturen aufgetragen. Aus Fig. 5 läßt sich der Korrektionsfaktor für die verschiedenen spezifischen Gewichte des Öles (also für verschiedene Temperaturen) abgreifen.

Drehmomentmaßstab.

Der Maßstab für das Drehmoment ergibt sich sehr einfach unter Berücksichtigung der Hebelarme (Fig. 3). Da die Drehkraft der Schraube, wie oben bemerkt, durchweg mit dem Quadrat der Drehzahl wächst, rechnen wir auch hier mit einer Proportionalitätsgröße

$$\mathfrak{M} = \frac{M}{\left(\frac{n}{100}\right)^n}.$$

Es ist dann

$$\mathfrak{M} = 0{,}250 \cdot \frac{0{,}150}{0{,}080} \cdot \gamma_q \cdot F\,(\mathfrak{H} - \mathfrak{H}') = 6{,}365 \cdot F \cdot (\mathfrak{H} - \mathfrak{H}').$$

Für einen bestimmten Kolben ist

$$\mathfrak{M} = C \cdot (\mathfrak{H} - \mathfrak{H}').$$

Setzen wir die Werte F für die einzelnen Kolben ein und beziehen $\mathfrak{H}$ und $\mathfrak{H}'$ auf cm QS, so erhalten wir die Maßstabskonstante C, wie sie in der Tabelle I angegeben ist (für

den Betrieb mit zwei Kolben zu gleicher Zeit vollzieht sich die Rechnung ganz analog). Es wurde natürlich bis zu den höchst zulässigen Drücken der kleinste Kolben benutzt, weil bei großem $\mathfrak{H}$ eine eventuelle Unsicherheit in $\mathfrak{H}'$ in der Differenz $\mathfrak{H} - \mathfrak{H}'$ sich wenig bemerkbar macht.

Die nachfolgende Berechnung zeigt den Einfluß eines Fehlers in $\mathfrak{H}'$ auf die Größe des Drehmoments. Ein Fehler in $\mathfrak{H}'$ um $x\%$ verursachte einen Fehler in $\mathfrak{M}$ um $y\%$.

Es war

$$\mathfrak{M} = C \cdot (\mathfrak{H} - \mathfrak{H}');$$

mit Berücksichtigung des Fehlers wird

$$\mathfrak{M} \pm \frac{y}{100} \cdot \mathfrak{M} = C \cdot \left(\mathfrak{H} - \mathfrak{H}' \pm \frac{x}{100} \cdot \mathfrak{H}'\right)$$

$$= C \cdot (\mathfrak{H} - \mathfrak{H}') \pm C \cdot \frac{x}{100} \cdot \mathfrak{H}'.$$

Also:

$$y \cdot \mathfrak{M} = x \cdot C \cdot \mathfrak{H}'$$

und

$$y = \frac{x \cdot C \cdot \mathfrak{H}'}{\mathfrak{M}}.$$

Für Kolben I ist $\mathfrak{H}' \cong 10$, $C \cong 0{,}1$, also $C \cdot \mathfrak{H}' \cong 1$ und
» » II » $\mathfrak{H}' \cong 7$, $C \cong 0{,}2$, » $C \cdot \mathfrak{H}' \cong 1{,}4$.

In der Tabelle II ist für $x = 2$ das y für verschiedene $\mathfrak{M}$ eingetragen.

Tabelle II.

$\mathfrak{M}$ =	0,1	0,2	0,5	1	2	5	10	20,	
y in % =	20	10	4	2	1	0,4	0,2	0,1	für Kolben I,
=	28	14	5,6	2,8	1,4	0,56	0,28	0,14	für Kolben II.

(Die Versuche konnten fast sämtlich mit Kolben I gemacht werden.)

Bei unserem üblichen $R = 1{,}5$ m ergeben die Versuche Werte von $\mathfrak{m}$, die sich zwischen 0,03 und 1,0 bewegen; die entsprechenden Grenzen von $\mathfrak{M}$ sind also 0,23 bis 7,6. Bei der unteren Grenze erscheint hiernach die Genauigkeit ungenügend. So kleine Werte kommen aber nur bei Winkelstellungen vor, die praktisch unwichtig sind. Im übrigen bleibt genügend relative Genauigkeit gewahrt.

Mit den rechnerisch bestimmten Werten des Korrektionsfaktors und Momentenmaßstabs durfte bei der Auswertung der Versuche nicht ohne weiteres gerechnet werden, sondern es mußten erst mehrere uns wohl bewußte Fehlerquellen genau geprüft werden. Die Auflagepunkte der die Drehkraft übertragenden Teile, also die Länge der Hebelarme konnte nicht mit absoluter Genauigkeit fixiert werden. Die für feststehende Kraftmesser allgemein übliche Schneidenübertragung war hier nicht möglich. Der Hebel H muß sich gegen den axial feststehenden Bolzen B leicht axial verschieben können, um die Messung der Schubkräfte möglichst empfindlich zu machen. Außerdem hätte die zu übertragende Umfangskraft (die Höchstbeanspruchung der Maschine beträgt 160 mkg, die Umfangskraft an dieser Stelle also $\frac{160}{0{,}25} = 640$ kg) ganz erhebliche Dimensionen der Schneide erfordert.

Die Übertragung geschieht deshalb mittels vertikal verschiebbarer Stahlkugeln. Dabei wurde eine seitliche Bewegung durch gute Führung verhindert.

Vor allem wäre erwünscht gewesen, den Drehbolzen des Hebels H durch eine Schneide zu ersetzen; das war jedoch wegen der mit der Belastung stark wechselnden Richtung der Resultanten von Hebelkraft und Zentrifugalkraft kaum möglich, abgesehen von der Unzulässigkeit des großen Auflagerdruckes.

Die der Rechnung zugrunde gelegten Hebelarme sind auf die Mitte des Bolzens bezogen. Um einen Fehler möglichst klein zu halten, wurde der Durchmesser des Drehbolzens möglichst klein gewählt. Ein Kugellager wurde aus demselben Grunde vermieden. Sämtliche Übertragungsstellen sind aus Stahl und gehärtet.

Die gerechneten Werte von $\mathfrak{H}'$ und F wurden durch je etwa 20 Leerlauf- und Bremsversuche bei verschiedenen Belastungen und je ungefähr acht verschiedenen Drehzahlen kontrolliert. Die erhaltenen Mittelwerte sind in der Tabelle I eingetragen. Für die Auswertung der Versuche wurde für $\mathfrak{H}'$ das arithmetische Mittel aus dem Mittel der Brems- und Leerlaufsversuche festgelegt. Der gerechnete Wert wurde nicht berücksichtigt, weil sich bei der Ermittlung des Schwerpunktes der einzelnen Teile, bei der Ausbalancierung des Hebels H usw. leicht Ungenauigkeiten einschleichen konnten. Der Korrektionsfaktor wurde öfters durch Leerlaufversuche kontrolliert. Die größten Abweichungen haben $\pm 1{,}5\%$ nicht überschritten. Solche Abweichungen in $\mathfrak{H}'$ machen sich bei den in Frage kommenden Drehmomenten mit Kolben I in der Größe des Drehmoments nur wenig bemerkbar. Für den Momentenmaßstab wurde das arithmetische Mittel zwischen den gerechneten Werten und dem Mittel der Bremsversuche angenommen. Die Bremsversuche allein konnten keine vollkommene Genauigkeit beanspruchen, da das Anbringen der Bremsvorrichtung an der vertikalen Welle in 3,5 m Höhe mit einigen Schwierigkeiten verknüpft war. Die Maßstabskonstante C haben wir nachträglich mit Bremsflügeln, die an einer Dynamo mit absolut zuverlässiger Genauigkeit geeicht wurden, kontrolliert. Dabei ergab sich ein Fehler für Kolben I von $+1{,}6\%$, für Kolben II von $+2{,}2\%$. Unsere gemessenen Werte des Drehmomentes sind also um diesen Prozentsatz zu groß. Eine zeitraubende Berichtigung der Versuchswerte glaubten wir ersparen zu dürfen, zumal es bei unseren Vergleichsversuchen weniger auf absolute als auf relative Genauigkeit ankommt. Letztere hat sich im ganzen Verlauf der Versuche als überaus befriedigend erwiesen. Die einzelnen Versuchsreihen wurden selbstverständlich stets unter denselben Verhältnissen und mit gleichem Kolben gemacht.

Einige Bemerkungen zu Schubkraft- und Drehmoment-Charakteristik. Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

(Vgl. dazu Jahrgang 1910 S. 286.)

Die Schubkraftcharakteristik $\mathfrak{p}$[1]) und Drehmomentcharakteristik $\mathfrak{m}$ (im folgenden oft mit Schubkraft und Drehmoment selbst bezeichnet) werden als Funktion von α_s aufgetragen. Außerdem wird im folgenden versucht, die so erhaltenen Kurven analytisch zu bestimmen.

Die Verbindungskurve der $\mathfrak{p}$-Werte weist vielfach starke Krümmungen auf, die jedoch nicht auf Versuchsungenauigkeiten, sondern auf aerodynamischen Strömungsvorgängen beruhen[2]). Anderweitige Versuche zeigen ähnliche Erscheinungen[3]). Die $\mathfrak{p}$-Kurven verlaufen zwischen $\alpha_s = 0°$

[1]) Diese Proportionalitätsgrößen haben die Dimensionen $\frac{K \cdot T^2}{L^4}$. Kraftausnutzung C und Gütegrad ζ sind dimensionslos. Die Methode der dimensionslosen Darstellung hat erst im Laufe der letzten Jahre namentlich durch die lebhafte Anregung von Professor Gümbel und Professor Prandtl größere Bedeutung gewonnen. Es wurde erwünscht, das immer größer werdende Versuchsmaterial für Wasser- und Luftschrauben einheitlich, unabhängig von der Dichte der Flüssigkeit darzustellen, so daß die Versuchsergebnisse von Wasser- und Luftschrauben ohne weitere Umrechnung vergleichbar sind. Die dimensionslose Darstellung hat weiter den Vorteil, daß sie natürlich an kein Maßsystem gebunden ist. Wir werden diese Methode bei unseren künftigen Versuchen anwenden. Das vorhandene umfangreiche Versuchsmaterial sollte jedoch nicht mehr umgerechnet werden. Die Schubkraft- und Drehmomentcharakteristik werden sofort dimensionslos, wenn sie mit $\frac{g}{\gamma}$ multipliziert werden. Bei den folgenden aufgestellten Formeln für Schubkraft und Drehmoment konnte dies in einfacher Weise durch je einmalige Multiplikation von $\frac{g}{\gamma} = 8{,}17$ mit $\gamma = 1{,}2$ geschehen. Um die aus den Formeln sich ergebenden $\mathfrak{p}$- und m-Werte mit den gemessenen Werten, die in den Diagrammen und Tabellen vorkommen, zu vergleichen, müssen erstere mit $\frac{\gamma}{g}$ multipliziert werden.

[2]) Bendemann, Zeitschr. d. V. D. I. 1910, S. 854; Prandtl, Ztschr. f. Flugtechn. u. Motorl. 1910, S. 75.

[3]) Föppl, Dissertation 1912.

und 15° annähernd geradlinig, lassen sich also in diesem Bereich mit genügender Genauigkeit durch die Formel darstellen: $\mathfrak{p} = a + k_1 a_s$ (Fig. 6). Von ungefähr 5° ab nach abwärts liegen die Versuchswerte höher, in der Nähe von 15° etwas tiefer, als der Geradlinigkeit entspricht. Bei Flügeln, die parallel zu sich fortbewegt werden, also nicht um eine Achse rotieren, verschwindet die Abweichung bei den kleinen Anstellwinkeln, während die $\mathfrak{p}$-Kurven mit zunehmendem a_s früher von der Geradlinigkeit abweichen. Bei praktischen Profilen (gewölbter Saugseite) schneidet die $\mathfrak{p}$-Kurve die Abszissenachse nicht etwa, wie es z. B. die Froudesche Theorie für ebene Platten verlangt, bei $a_s = 0$, sondern bei einem negativen Anstellwinkel, dessen Größe mit dem Austrittspitzenwinkel zusammenhängt. Nach Rateau[1]) ist die Größe dieses Winkels gleich dem halben Spitzenwinkel der Austrittskante. Nach Gümbel ist dieser Winkel ebenfalls für die Kraftwirkung maßgebend.

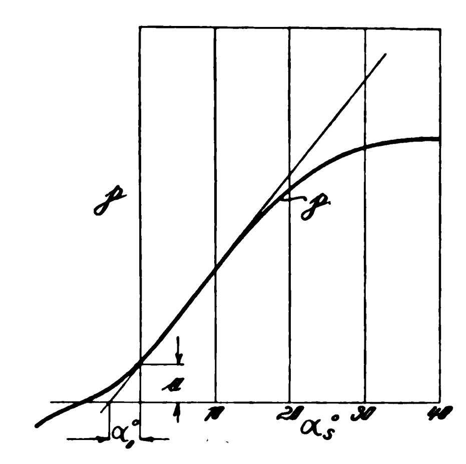


Fig. 6. Verlauf der Schubkraftcharakteristik.

Da die $\mathfrak{p}$-Kurven, wie die Versuche zeigen, nach dem Schnittpunkt mit der Abszissenachse hin meist stark abflachen (im Schnittpunkt ist die Tangente an die Kurve annähernd horizontal, s. Fig. 10), wählt man für die Berechnung der Schubkraft als Funktion des Anstellwinkels zum Anfangspunkt der a_s-Achse zweckmäßig den Schnittpunkt der Interpolationsgeraden mit der Abszissen-(a_s-)achse. Es ist dann $\mathfrak{p} = k_1\ (a_0 = a_s)$. Nach einer größeren Anzahl von Versuchen mit zwei Flügelblättern von je 0,27 R Breite und ebener Druckseite ist $k_1 = 0{,}4 - 0{,}5$ und $a_0 = \frac{2}{7}\ \varepsilon_a - 2°$. Ein entsprechender Winkel a_0 gilt auch für Profile mit gewölbter Druckseite; ε_a ist darin der Winkel, den die Tangente an die Saugseite der Hinterkante mit der Sehne der Druckseite bildet.

Die $\mathfrak{p}$-Kurven lassen sich für einen größeren Anstellwinkelbereich (bis $a_s = 25°$ bis 30°) durch eine Kurve von der Form darstellen $\mathfrak{p} = a + k_2 \sin (n \cdot a_s)$ bzw. $= k_3 \sin [\mathrm{m} \cdot (a_0 + a_s)]$.

Die Konstanten sind von der Form des Flügels abhängig.

Nach der Flügelblatttheorie wächst $\mathfrak{p}$ proportional mit $\sin a_s \cdot \cos a_s$. Die nach diesem Ansatz errechneten Werte weichen also stark von den Versuchswerten ab.

Die Drehmomente hatten wir in früheren Versuchen in der Form dargestellt

$$\mathfrak{M} = \frac{M}{\left(\frac{n}{100}\right)^2};\ \text{es ist}\ \mathfrak{M} = \mathrm{m} \cdot R^5.$$

Die Kurven zeigten ungefähr den Verlauf einer Parabel (Fig. 7), lassen sich also durch die Form darstellen

$$\mathrm{m} = p + k' a_s^q.$$

Für Schrauben mit zwei ebenen Flügelblättern von 0,27 R Breite ist $p = 0{,}2 - 0{,}4$; $k' = 0{,}007$ und $q = 1{,}8$.

[1]) Referat von Schwager, Motorwagen 1910, S. 300.

Für $q = 2$ würde $\sqrt{m - p}$ als Funktion von a_s aufgetragen, eine Gerade darstellen. Da jedoch q von zwei meist etwas verschieden ist und p bei größerem Anstellwinkel nur einen kleinen Prozentsatz von m ausmacht, tragen wir nicht die Wurzel der Differenz $m - p$, sondern $\sqrt{m}$ selbst als Funktion von a_s auf. Die $\sqrt{m}$-Kurven haben einen leichter zu übersehenden Verlauf als die m-Kurven. Außerdem, und dies ist der Hauptgrund der gewählten Darstellungsweise, bietet das Auftragen der Wurzelwerte den großen Vorteil, daß sich die $\sqrt{m}$-Kurven über das ganze untersuchte Winkelbereich bequem in einheitlichem Maßstab darstellen lassen, während die m-Kurven zu steil ansteigen.

Nach Föppl sollte der Widerstand bei dünnen, geradlinig vom Wind getroffenen Platten ungefähr proportional mit dem Quadrat des Anstellwinkels wachsen. Bei rotierenden Flügeln mit in der Praxis gebräuchlichem Querschnitt ist hiernach das Anwachsen geringer. Nach der Flügelblattheorie wächst das Drehmoment annähernd mit $\sin^2 a_s$, weicht also ebenfalls erheblich von der Wirklichkeit ab.

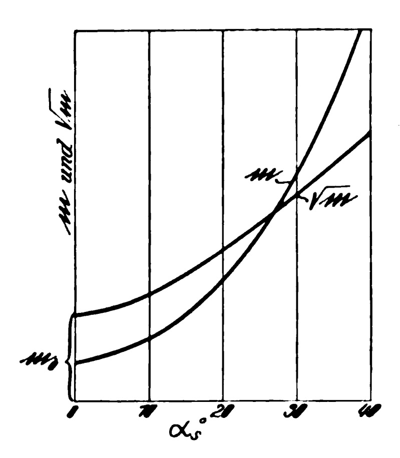


Fig. 7. Verlauf der Drehmomentcharakteristik.

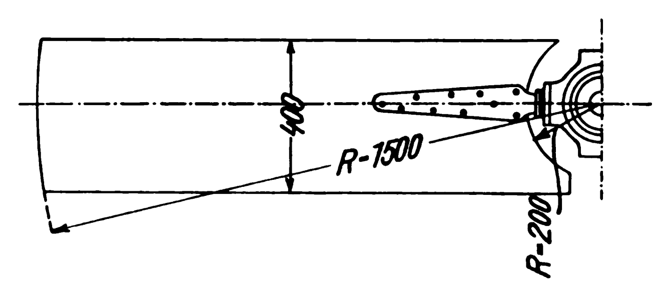


Fig. 8. Umrißform der Flügel zur Serie XV.

Wenn der Einfluß eines systematisch variierten Teiles des Profiles gezeigt werden soll, werden $\mathfrak{p}$ und $\sqrt{m}$ räumlich als Funktion von a_s und der Größe der Abänderung des betreffenden Teiles dargestellt. Die Versuchswerte bilden so eine Fläche. Sie sind für gleichbleibenden Flügel und verschiedene Anstellwinkel, dann für gleichbleibenden Anstellwinkel und verschiedene Profile unter sich verbunden. In weiteren Bildern werden die so interpolierten Kurvenscharen als Funktion von a_s allein zusammengestellt, um die Größe des Einflusses der Flügelabänderung besser übersehen zu können. Die Nebenfiguren stellen die Schnitte bei einer Anzahl von Anstellwinkeln dar. Mit den interpolierten $\mathfrak{p}$- und $\sqrt{m}$-Werten wird die oben abgeleitete Kraftausnutzung $C = \frac{\mathfrak{p}}{\mathrm{m}}$ und der Gütegrad $\zeta = 0{,}028 \sqrt[3]{\mathfrak{p} \cdot C^2}$ berechnet und ebenfalls als Funktion von a_s aufgetragen. Schließlich werden in einer weiteren Figur die Maxima von C und ζ und die zugehörigen ζ bzw. C und $\mathfrak{p}$ als Funktion der Flügeländerung dargestellt.

Anderweitig vorhandenes Versuchsmaterial mußte natürlich, um es mit unseren Versuchen direkt vergleichen zu können, nach unserer eben besprochenen Auswertungsmethode

umgerechnet und aufgezeichnet werden. Es würde jedoch zu weit geführt haben, sämtliche für die Arbeit benutzten graphischen Darstellungen und Tabellen hier anzuführen; es sollen in dieser Arbeit nur die aus diesen abgeleiteten Formeln und Vergleichszahlen angegeben werden.

(Fortsetzung folgt.)

Zur Frage der Festigkeit von Tragflächenbespannungen.

Von **A. Pröll**, Hannover.

(Schluß aus Heft 3/4).

Aus dem anfänglich äußerst steilen Verlauf der C-Kurve ist nun zu ersehen, daß die Spannung σ_1 sich zunächst wenig ändern wird, da sie nur von $\sigma_1 = 90$ bis $\sigma_1 = 110$ kg/m wächst, während σ_2 von 0 bis 140 kg/m steigt und gleichzeitig die Dehnung ε_1 und damit auch die Pfeilhöhe f sehr rasch abnimmt; erst von einem »Scheitel« der C-Kurve bei etwa

$$\sigma_1 = 120 \text{ kg/m}, \quad \sigma_2 = 150 \text{ kg/m}, \quad \varepsilon_1 = 0{,}20\%$$

an wachsen auch die Spannungen σ_1 rascher an, während die Dehnungen nur mehr langsam abnehmen. Es entsteht nun die Frage, in welchem Teile der Kurve C wir den Zustandspunkt für unsere Tuchbespannung zu suchen haben? Aufklärung darüber vermag uns die Deformation in der σ_2-Richtung zu geben; dazu dient wiederum die zweite Kurvenschar der Normalcharakteristik.

Wählen wir z. B. einen Punkt des steilen Astes der C-Kurve mit $\sigma_1 = 110$ kg/m, so zeigt sich eine entsprechende Dehnung von $\varepsilon_1 = 0{,}0026$, während $\sigma_2 = 135$ kg/m und $\varepsilon_2 = \frac{\Delta l}{l_2} = 0{,}007$ ist. Bei der angenommenen Unnachgiebigkeit des Enddrahtes würde dem ein zusätzlicher Wölbungspfeil $f^* = 21$ mm (aus der Richtung II berechnet nach Gleichung 6a)) entsprechen, während aus der Richtung I nur ca. 10 mm für f sich ergeben. Die Dehnung $\varepsilon_2 = 0{,}007$ ist also viel zu groß. Rücken wir aber mit der Spannung zurück auf $\sigma_1 = 92{,}5$ kg/m, so zeigt Kurve C

$$\varepsilon_1 = 0{,}006 \text{ und } \sigma_2 = 50 \text{ kg/m},$$

während damit die Normalcharakteristik den Wert

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta l}{l_2} = -0{,}0014$$

ergibt, also Kontraktion in der Richtung II, was wiederum nicht möglich ist, solange man an der Starrheit des Enddrahtes festhält.

Wählen wir dagegen einen Zustandspunkt P und P' (Fig. 4) der C-Kurve mit großen Spannungen, z. B. $\sigma_1 = 160$ kg/m, $\sigma_2 = 210$ kg/m, $\varepsilon_1 = 0{,}0008$, so zeigt ein Blick auf die Normalcharakteristik die Unmöglichkeit dieser Annahme. Sie führt auf sehr große Dehnungen ε_2 von 1,1%, die mit den sehr geringen aus ε_1 errechneten Wölbungen im schärfsten Widerspruch stehen. Große Spannungen σ_1 könnten eben nur durch starke Dehnungen in der σ_2-Richtung und gleichzeitige Verhinderung der entsprechenden Querkontraktion (nach Richtung I) durch die starren Rippen entstehen. Solche große Dehnungen in der σ_2-Richtung sind aber ausgeschlossen, schon wegen des stets eintretenden Durchhanges des wiederholt erwähnten Enddrahtes.

Der Zustand des Tuches wird also jedenfalls zwischen diesen Extremen etwa in der Nähe des Scheitels der C-Kurve, aber in deren steilem Aste liegen, und wir können mit genügender Annäherung die Werte

$$\sigma_1 \sim 96 \text{ kg/m}$$
$$\sigma_2 \sim 85 \text{ kg/m}$$

als endgültige annehmen (Zustandspunkt A, A', Fig. 4). Die Dehnung ist dann in der Richtung I

$$\varepsilon_1 = 0{,}0047 \qquad \text{Wölbungspfeil } 15 \text{ mm},$$

in der Richtung II

$$\varepsilon_2 = 0{,}0026 \qquad \text{Wölbungspfeil } 14 \text{ mm},$$

was als genügend gute Übereinstimmung anzusehen ist.

Ist nun ein stärkerer Durchhang des Enddrahtes anzunehmen, so verringert sich σ_2, während wegen des steilen Verlaufes der Kurve C σ_1 nur eine geringe Verkleinerung erfährt. Die Dehnung ε_1 nimmt dabei erheblich zu. Haben wir auf diese Weise etwa einen Zustandspunkt BB' erreicht mit $\sigma_1 = 92$, $\sigma_2 = 40$, $\varepsilon_1 = 0{,}0064$, so ist in der σ_2-Richtung schon eine sehr erhebliche Kontraktion $\varepsilon_2 = -0{,}0027$ zu erkennen, die nur durch den starken Durchhang eines (verhältnismäßig sehr schwachen) Drahtes zu erklären wäre (gestrichelte Kurve in Fig. 5, neue Spannweite $l_2' < l_2$).

Alles in allem ist zu erkennen, daß der Spielraum für die Spannungen im Tuche ein kleiner ist, während die Formänderungen (im steilen Ast der C-Kurve) recht starken Änderungen unterworfen sein können. Es wird somit im allgemeinen nur nötig sein, die C-Kurve in ein einwandfreies Diagramm der Normalcharakteristiken einzutragen, um sogleich ein übersichtliches Bild über die zu erwartenden Spannungen zu bekommen.

Beispiel 2.

An dem so festgestellten Ergebnis ließen sich noch verschiedene Korrekturen anbringen. So zeigt es sich, daß der Radius ϱ_2, der zu 4 m angenommen war, infolge der stärkeren Wölbung des Tuches tatsächlich kleiner wird. Dadurch verringert sich aber bei gleicher Spannung σ_2 die Spannung σ_1 (vgl. Gleichung 2)), in unserem Falle um ungefähr 3%. Wesentlicher aber als diese kleinen Verbesserungen ist für das Endergebnis die verschiedene Beschaffenheit des verwendeten Stoffes, also die Lage der Normalcharakteristiken. Bei der in Beispiel 1 verwendeten Fig. 4 waren z. B. Stellen gleicher Längs- und Querspannungen (nahezu) durch eine ansteigende Gerade OX durch den O-Punkt (. . . . .) gekennzeichnet, entsprechend den Angaben von Haas (a, S. 47), wonach ein solches Verhalten eine Folge der Fadenstreckung und Dehnung im Stoffe ist. Ist diese Fadendehnung aber vielleicht infolge stärkerer Imprägnierung eine viel geringere geworden und nur etwa auf die Hälfte gesunken, so ergeben sich andere Normalcharakteristiken und vor allem auch eine andere C-Kurve, die weniger steil verläuft, dafür aber weiter nach rechts gerückt erscheint und damit größere Spannungen σ_1 und σ_2 und kleinere Dehnungen und Durchwölbungen zur Folge hat. Bei einer Normalcharakteristik nach Fig. 6 z. B. würde in unserem Falle zu finden sein (Zustandspunkt AA')

$$\sigma_1 = 124 \text{ kg/m} \quad \sigma_2 = 120 \text{ kg/m} \quad \varepsilon_1 = 0{,}0024 \quad \varepsilon_2 = 0{,}0018,$$
Wölbungspfeil $f \sim 10$ mm.

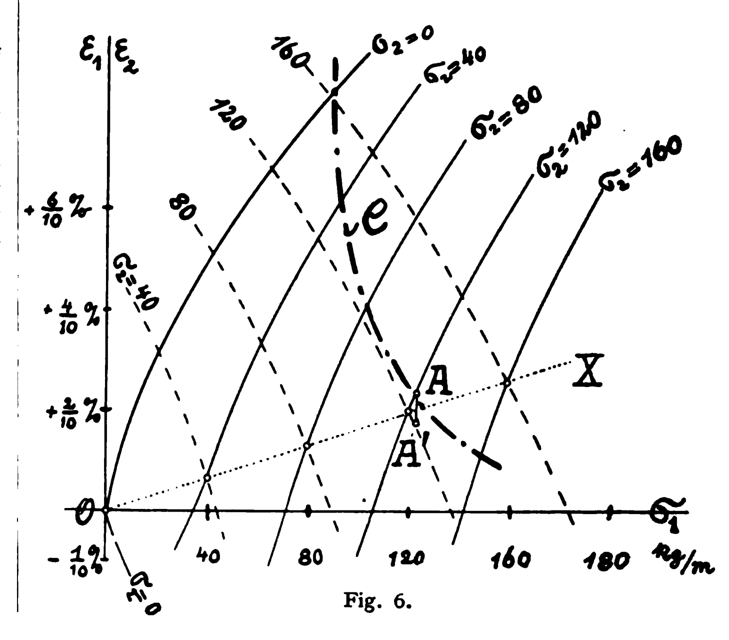


Fig. 6.

Man sieht daraus, wie wichtig eine genaue Kenntnis der Normalcharakteristiken des Stoffes ist und wie wünschenswert eingehende Versuchsreihen in dieser Hinsicht sind.

Beispiel 3. Berücksichtigung einer Anfangsspannung.

Bisher war angenommen worden, daß der Stoff ohne Anfangsspannung auf das Gerippe aufgebracht war. Für $p = 0$ wird nach den Formeln alles spannungslos. Dies ist im allgemeinen nicht der Fall, man wird vielmehr stets, um ein glattes Anliegen des Stoffes zu erzielen und um die Bildung von »Taschen«, d. h. größeren Durchwölbungen, zu vermeiden, den Stoff mit Anfangsspannung aufziehen. Der in dem letzten Beispiel 2 berechnete Wölbungspfeil $f = 10$ mm wird dann, wie wir sehen werden, sich verringern, wenn wir eine — wenn auch nur geringe — Anfangsspannung zulassen. — Es sei nun der Anfangszustand des Stoffes nach dem Aufbringen auf das Gerippe[1]) durch den Punkt $A_0 A_0'$ des Diagrammes Fig. 7 gekennzeichnet, d. h. es seien die Spannungen beim Aufbringen $\sigma_{1_0} = 40$ kg/m, $\sigma_{2_0} = 50$ kg/m und die entsprechenden Dehnungen $\varepsilon_{1_0} = -0{,}0005$, $\varepsilon_{2_0} = +0{,}0023$.

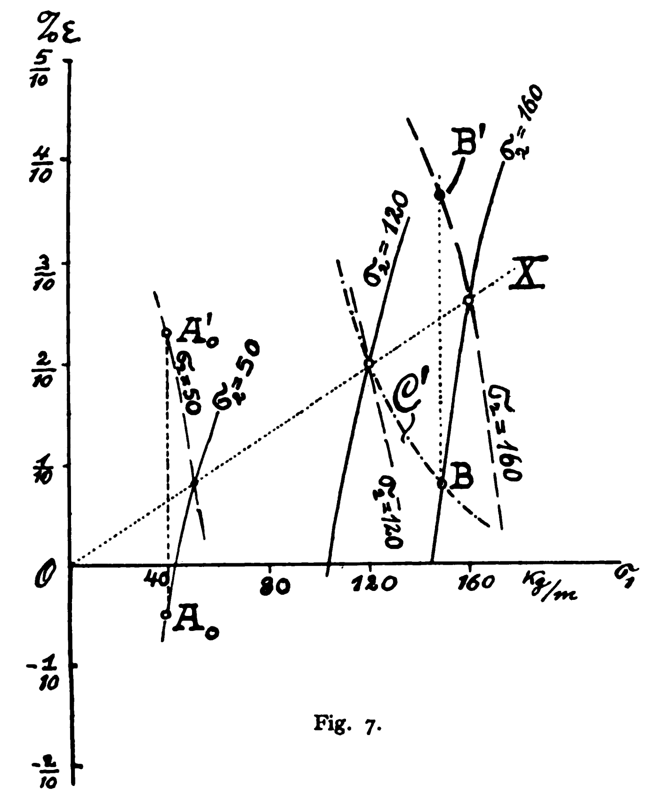


Fig. 7.

Der Stoff ist also in der l_2-Richtung ziemlich stark ausgereckt worden beim Aufbringen; die in der l_1-Richtung dadurch beim freien Stoff entstehende Kontraktion ist durch die Befestigung an den Rippen unter der Spannung σ_1 stark reduziert worden und fast verschwunden.

Für die Richtung I gilt nun angenähert die folgende Betrachtung: Die ursprüngliche spannungslose Länge des Stoffes sei l_{1_0}, und es besteht die Beziehung zu der Rippenentfernung

$$l_1 = l_{1_0}(1 + \varepsilon_{1_0}).$$

[1]) Diese Anfangsspannung wird manchmal dadurch erzeugt, daß der rohe Leinwandstoff mit geringerer Spannung aufgebracht wird und danach mit einer Imprägnierungsflüssigkeit behandelt wird. Dadurch zieht sich der Stoff ein, und es entstehen gelegentlich sehr hohe Anfangsspannungen bei der dann allerdings sehr glatten und straffen Tuchoberfläche. Es liegt aber dann die Gefahr vor, daß bei starker zusätzlicher Luftbeanspruchung p die Bespannung reißt. Es ist daher empfehlenswert, den Stoff erst ganz locker, d. h. ohne Anfangsspannung aufzubringen, dann zu imprägnieren und hernach erst von Hand nachzuspannen. (Vgl. die Bemerkungen von Rozendaal: Der Nieuport-Eindecker, diese Zeitschrift 1913, S. 6). Ein solches Verfahren ist auch hier vorausgesetzt.

Nach Hinzutreten der Luftkräfte p und der Wölbung f wird die Stofflänge

$$l_1' = l_1 + \frac{8 f^2}{3 l_1},$$

woraus eine Gesamtdehnung des Stoffes in Richtung I folgt

$$\varepsilon_1' = \left(\frac{\Delta l}{l_{1_0}}\right) = \varepsilon_{1_0} + \frac{8 f^2}{3 l_{1_0}^2 (1 + \varepsilon_{1_0})} = \varepsilon_{1_0} + \frac{8 f^2}{3 l_1^2} \qquad 10)$$

worin ε_{1_0} als klein in der Klammer neben 1 wegfallen konnte. Es gilt nun auch noch für die kombinierten Spannungen σ_1' und σ_2' die Fundamentalgleichung 1) und die daraus gezogenen Folgerungen, so daß wir mit einer anderen (jetzt aber geringeren) Pfeilhöhe f' erhalten

$$\sigma_1' = \frac{p l_1^2}{8 f'}\left(1 - \frac{\sigma_2'}{p \varrho_2}\right) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad 11)$$

(unter der stets zutreffenden Annahme, daß ϱ_2 wenig Änderung erfahren hat). Mit Gleichung 10) folgt daraus schließlich die neue Beziehung

$$(\varepsilon_1' - \varepsilon_{1_0})\, \sigma_1'^2 = \frac{p^2 l_1^2}{24}\left(1 - \frac{\sigma_2'}{p \varrho_2}\right)^2 \quad . \; . \; . \quad 12)$$

Die danach gezeichnete Kurve C' (Fig. 7) für ε_1' und σ_1' wird nun zur Ermittelung der endgültigen Spannungswerte ebenso benutzt, wie früher die Kurve C.

Mit den angegebenen Werten hat man hier

$$(\varepsilon_1' + 0{,}0005)\, \sigma_1'^2 = 63{,}5\left(1 - \frac{\sigma_2'}{480}\right)^2.$$

Berücksichtigt man nun wieder bei der versuchsweisen Ermittelung des neuen Zustandspunktes die Bedingung, daß in der σ_1- und σ_2-Richtung der gleiche Wölbungspfeil eintreten muß (in der Richtung II von dem ursprünglichen Tragflächenprofil aus gerechnet), so findet man im neuen Zustand (Punkt B, B', Fig. 7)[1])

$$\sigma_1' = 148 \text{ kg/m} \qquad \sigma_2' = 160 \text{ kg/m}$$
$$\varepsilon_1' = 0{,}00078 \qquad \varepsilon_2' = 0{,}00366$$

womit sich die zusätzlichen Dehnungen infolge der Luftkräfte ergeben

$$\varepsilon_1' - \varepsilon_{1_0} = 0{,}00128 \qquad \varepsilon_2' - \varepsilon_{2_0} = 0{,}00136$$

denen ein Wölbungspfeil von $f = 7{,}2$ mm entspricht[2]).

Man erkennt, daß trotz der Anfangsspannung nur eine geringe Verkleinerung des Wölbungspfeiles erreicht wurde.

Die Beanspruchung des Stoffes ist in diesem Falle einer zusätzlichen Anfangsspannung natürlich höher als im vorhergehenden Beispiel; die Spannungen sind zudem wie vorauszusehen war, nicht gleich der Summe aus den Anfangsspannungen und den vorher (Beispiel 2) festgestellten Spannungen durch die Luftkräfte allein, sondern kleiner. Immerhin kann für eine erste Orientierung und mit Rücksicht auf einen genügend hoch bemessenen Sicherheitsgrad als Gesamtspannung zur Vereinfachung zunächst die eben erwähnte Summe aus den Spannungen eingestellt werden.

Da höhere Anfangsspannungen als 40 bis 60 kg/m wohl kaum angewendet werden dürften bei der vorher erwähnten Methode der Anspannung des Tuches von Hand, so kann man nun zusammenfassend aussagen, daß die Tuchbeanspruchung unseres Flugzeuges 160 bis 180 kg/m nicht überschreiten wird, so lange wir mit den angegebenen Luftkräften ($p = 120$ kg/qm) und der Rippenentfernung $l_1 = 0{,}325$ m zu rechnen haben.

[1]) Fig. 7 entspricht den Annahmen der Normalcharakteristik Fig. 6; bloß der Maßstab der Ordinaten ε ist der Deutlichkeit wegen doppelt so groß genommen worden.

[2]) Zur raschen Kontrolle der Wölbungspfeile für die probeweise Ermittelung des Zustandspunktes empfiehlt es sich, für eine Reihe von Dehnungen ε_1 und ε_2 die entsprechenden Wölbungspfeile nach Gleichung 8) bzw. nach Gleichung 6a) (mit $f_2 = 9$ cm und $l_2 = 170$ cm) festzulegen und sie graphisch aufzutragen (Fig. 8). Für jeden richtigen Zustandspunkt muß aus beiden Kurven das gleiche f zu entnehmen sein. Danach ist das Auffinden des Zustandspunktes auf der C- oder C'-Kurve durch folgeweises Annähern leicht und rasch ermöglicht.

Bei dieser Sachlage und dem verhältnismäßig kleinen Gebiet, das für die Benutzung der Normalcharakteristik in Frage kommt, liegt der Gedanke nahe, die zum Teil zeichnerischen Methoden durch Rechnung zu ersetzen, wobei es innerhalb des benutzten Bereiches genügen dürfte, die Kurven der Normalcharakteristik durch zwei Scharen von parallelen Geraden zu ersetzen. Dazu berechtigt vornehmlich der bei geringen Spannungen nahezu lineare Verlauf der Dehnungskurven sowohl wie auch der Kurve OX (. . . .) in den Figuren 3, 4, 6 und 7, auf der die Punkte gleicher Spannungen σ_1 und σ_2 liegen.[1])

Man findet durch einfache Betrachtungen die Gleichung für die Schar der stark ausgezogenen Kurven

$$\varepsilon_1 = \beta\,\sigma_1 - (\beta - \alpha)\,\sigma_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 13)$$

für die gestrichelten Kurven

$$\varepsilon_2 = -\beta\,\sigma_1 + (\alpha + \beta_1)\,\sigma_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 14)$$

Hierin sind die (positiven) Zahlen β und β_1 die Richtungsfaktoren der Parallelenscharen, während σ_2 den Parameter darstellt. Die beiden Scharen schneiden sich in Punkten von gleichem σ_2 auf der Geraden

$$\varepsilon = \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \alpha\sigma_1 = \alpha\sigma_2.$$

Für die Punkte dieser Geraden ist also auch $\sigma_1 = \sigma_2$, es ist daher

$$\varepsilon = \alpha\,\sigma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 15)$$

die Gleichung der Geraden OX und α ihr Richtungsfaktor.

Nimmt man nun zu 13) und 14) noch die Gleichung der C- oder C'-Kurve hinzu (Gleichung 7a oder 12)) und endlich die Bedingung, daß die Pfeilhöhen f und f^* nach den beiden Richtungen I und II berechnet übereinstimmen müssen, also

$$f = f^* \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 16)$$

wobei nach Gleichung 6)

$$f^2 = {}^3/_8\, l_1^2\, \varepsilon_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 17)$$

und nach Gleichung 6a)

$$f^{*2} + 2\,f^*\,f_2 = {}^3/_8\, l_2^2\, \varepsilon_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 18)$$

berechnet werden kann, so hat man ein Gleichungssystem von vier Gleichungen für die Bestimmung der vier Unbekannten

$$\sigma_1, \quad \sigma_2, \quad \varepsilon_1, \quad \varepsilon_2$$

bzw.

$$\sigma_1', \quad \sigma_2'', \quad \varepsilon_1', \quad \varepsilon_2'$$

(wenn eine Anfangsspannung vorhanden ist). Die Berechnung, welche schließlich auf eine Gleichung 3. Grades führt, ist aber nicht weniger umständlich als die Zeichnung, und die Lösung der Gleichung 3. Grades wird zweckmäßig doch auch wieder auf zeichnerischem Wege erfolgen. Es soll daher von der Durchführung eines besonderen Berechnungsbeispieles an dieser Stelle abgesehen werden.

Dagegen lassen sich aus dem letzten Beispiel zwanglos noch einige allgemeinere Schlüsse ableiten. Zufolge Gleichung 5) wächst σ_1 proportional mit p und mit l_1, und auch σ_2 ist, wie wir sahen, von etwa derselben Größe wie σ_1. Nehmen wir daher als äußersten Wert für die Spannungen zufolge der Luftkräfte allein $\sigma_1 \backsim \sigma_2 \backsim 120$ kg/m an (für die Verhältnisse in unserem Beispiel 2), so finden wir für irgendein anderes Flugzeug mit den festgestellten Luftdrücken p^* (kg/qm) und l_1^* (m) die Spannungen

$$\sigma_1^* \backsim \sigma_2^* \backsim 120\,\frac{p^*\,l_1^*}{120 \cdot 0{,}325} \backsim 3\,p^*\,l_1^*.$$

Hinzu tritt noch die Anfangsspannung (entsprechend den vorstehenden Erörterungen über die Berechtigung dieser Addition), so daß wir im allgemeinen als Gesamtspannung annehmen können:

$$\sigma^* = 3\,p^*\,l_1^* + \sigma_0^* \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 19)$$

Bei Benutzung dieser Gleichungen hat man sich jedoch stets die Voraussetzungen vor Augen zu halten, unter denen sie entstanden sind; bei vorliegender einwandfreier Normalcharakteristik ist es in jedem Falle vorzuziehen, die Kurven C und C' nach Gleichung 5) und 12) zu zeichnen, da sie auch ein genaueres Urteil über die zulässige Anfangsspannung ermöglichen.

Hinsichtlich der Frage nach der Sicherheit der Stoffbespannungen finden wir in dem genannten Artikel von Austerweil (b) eine Reihe von Angaben für verschiedene rohe und imprägnierte Stoffe. Danach beträgt die Zerreißfestigkeit für imprägnierten Leinenstoff in Richtung der Kette 1387 kg/m, in Richtung des Schusses 1345 kg/m im Mittel (also nur sehr geringe Unterschiede in Übereinstimmung mit dem oben Gesagten). Hierzu ist nun allerdings zu bemerken, daß die Versuche von Austerweil mit sehr geringen Stofflängen und Breiten (100 × 33 mm) durchgeführt wurden. Nach den Versuchen von Gregr[1]) ist aber bei größerer Breite die Zerreißfestigkeit erheblich geringer. Mangels genauerer Angaben für den von Austerweil verwendeten Stoff wollen wir hier schätzungsweise bloß 1000 kg/m Zerreißfestigkeit annehmen.

Wir sind sonach berechtigt, in unserem Beispiel mit einer etwa fünffachen Sicherheit zu rechnen, was jedenfalls vollkommen genügt, selbst mit Rücksicht auf die zahlreichen bei unserer Rechnung eingeführten Vereinfachungen.

Behalten wir den Sicherheitsfaktor 5 bei, so wäre im allgemeinen für die Zerreißfestigkeit eines Bespannungsstoffes zu fordern nach Gleichung 19)

$$Z = 15\,p^*\,l^* + 5\,\sigma_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad , \quad 20)$$

Wenn es nicht möglich ist, die Anfangsspannung anzugeben, so kann man auch eine noch weitergehende Verein-

[1]) Vergl. auch die entsprechenden Figuren bei Haas (a, Fig. 54).

[1]) Gregr, Einiges über die Festigkeitsverhältnisse von Ballon und Flugzeugstoffen. (Mitt. des Technol. Gewerbemuseums 1911.) Offenbar ist die Zerreißfestigkeit selbst von der Art des zweiachsigen Spannungszustandes abhängig. Die hier gegebenen Koeffizienten bedürfen daher noch einer Nachprüfung durch weitere Versuche, doch sind sie für eine erste Orientierung zu verwenden. Auch wird es nach genauer experimenteller Erforschung der Verhältnisse keine Schwierigkeit mehr bieten, auf Grund der hier skizzierten Rechnung ausreichend genaue Sicherheitsformeln festzulegen.

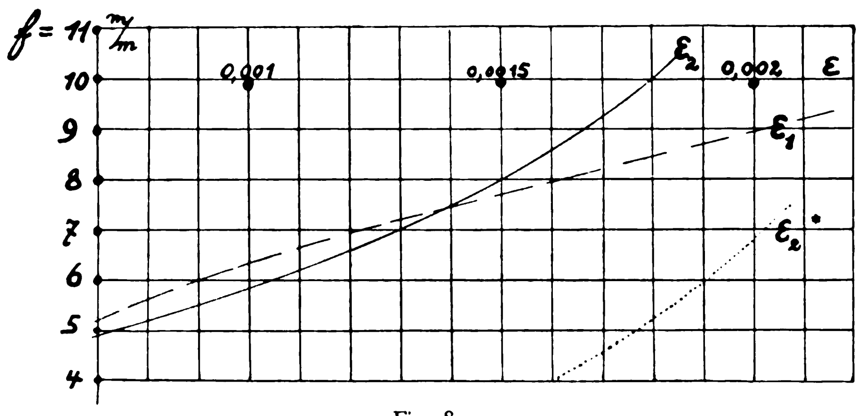


Fig. 8.

fachung eintreten lassen, indem man von der in unserem Beispiel ermittelten Gesamtspannung $\sigma_2' = 180$ kg/m ausgeht und für diese selbst wieder Proportionalität mit p und l annimmt. Dann wird

$$\sigma^* = 4{,}5\, p^*\, l_1^* \quad \ldots\ldots \quad 19a)$$

und

$$Z = 22{,}5\, p^*\, l_1^* \quad \ldots\ldots \quad 20a)$$

Damit man aber unter dem Deckmantel dieser Formeln nicht eine unzulässig hohe Anfangsspannung aufbringt (etwa durch ein Imprägnierungsverfahren, vgl. Fußnote S. 43), muß dazu die Forderung erhoben werden, daß eine bestimmte Dehnung und demgemäß auch Durchwölbung nicht unterschritten werden darf, wenn eine bekannte zulässige Luftbelastung hinzutritt.

Wie wir gesehen haben (Fignr 4, 6, 7), wachsen die Spannungen im flachen Ast der C- und C'-Kurve sehr rasch an, ohne daß die Deformationen sich wesentlich vermindern; es ist daher unbedingt zu vermeiden, daß die Anfangsspannungen so hoch getrieben werden, als es nötig wäre, um sehr kleine Pfeilhöhen zu erzielen. Wir müssen vielmehr stets in der Nähe des Scheitels der C-Kurve bleiben. In unserem Beispiel 3 hatten wir dabei mit 40 kg/m Anfangsspannung einen Wölbungspfeil von 7,2 mm bei $p = 120$ kg/qm gefunden.

Man kann nun zum Zwecke der Prüfung eine gleichmäßige Sandbelastung auf den fertigen Flügel aufbringen (natürlich auf die Unterseite, der Flügel wird zu diesem Zwecke umgekehrt!) und danach dies Durchsacken bestimmen und auf seine Zulässigkeit hin prüfen.

Man wird aber in diesem Falle, um den Flügel nicht von vornherein zu stark zu belasten und zu schädigen, eine geringere Belastung als Probelast wählen, etwa $p = 60$ kg/qm. Mit einer solchen spezifischen Belastung würden wir in unserem Beispiel 3, bei gleicher Anfangsspannung $\sigma_{1_0} = 40$ kg/m, auf eine zusätzliche Dehnung $\varepsilon_1 = 0{,}00073$ und eine Pfeilhöhe $f = 5{,}3$ mm kommen. Mit wachsender Rippenentfernung wächst diese Pfeilhöhe proportional an nach Gleich. 8). Es empfiehlt sich somit, als leicht zu prüfendes Kriterium, Gleichung 8) zugrunde zu legen und mit abgerundeten Zahlen $\varepsilon_1 = 0{,}00075$ bei unserer gewählten Anfangsspannung und bei $p = 60$ kg/qm als Norm festzusetzen. Dann aber wird nach Gleichung 8)

$$\frac{f}{l_1} \sim \frac{1}{60} \quad \ldots\ldots\ldots \quad 21)$$

Bei einer Sandbelastung von 60 kg/qm soll also mindestens ein Durchsacken von $^1/_{60}$ der Spannweite eintreten.

Schlußbemerkungen.

Um die Durchwölbungen noch weiter zu verringern, ohne daß dabei die Beanspruchungen des Stoffes erheblich vergrößert werden, empfiehlt es sich — wie dies auch bei vielen Flugzeugen durchgeführt ist —, die große Spannweite l_2 zu unterteilen, indem man den Stoff an Zwischenleisten anheftet, die in der Längsrichtung des Flügels senkrecht zu den Rippen an diesen befestigt sind.

Während in der I-Richtung sich nichts ändert, wird die ε_2-Kurve in Fig. 8 durch eine solche Maßnahme bedeutend niedriger zu liegen kommen (beispielsweise die punktierte Kurve ε_2^*), und es wird dadurch möglich, mit ε_1 stark herunter zu gehen. Der Wölbungspfeil wird kleiner.

Bei allen vorstehenden Rechnungen ist nur auf die Normalspannungen σ_1 und σ_2 Rücksicht genommen worden, die Schubspannungen wurden dagegen völlig außer acht gelassen. Wenn solche auch zweifellos infolge der Beanspruchungsweise und Befestigung des Tuches insbesondere an den Ecken auftreten werden, so ist doch eine Berücksichtigung derselben wegen ihres geringen Einflusses auf die Formänderung in diesen Rechnungen unnötig.

Die geringen überhaupt auftretenden Spannungen könnten unter Umständen eine noch weitergehende Vereinfachung der Rechnung erlauben, bei der dann auf die Berücksichtigung des zweiachsigen Spannungszustandes ganz verzichtet wird. Die gegenseitige Beeinflussung der Spannungen σ_1 und σ_2 erscheint dann ausgeschaltet und in der Normalcharakteristik wird blos die Kurve $\sigma = 0$ benutzt. Formel 7a) geht dann über in die einfachere

$$\sigma_1^2 \varepsilon_1 = \frac{p^2 l_1^2}{24} \quad \ldots\ldots\ldots \quad 7b)$$

Die durch 7b) gegebene neue C-Kurve geht durch den Schnittpunkt der Kurve $\sigma_2 = 0$ mit unserer bisherigen C-Kurve (Fig. 4 und 6). Die auf diese Weise erhaltene Spannung σ_1 ist im allgemeinen kleiner, die Dehnung ε_1 dagegen größer, als sie bei der genaueren Rechnung wegen der Lage der σ_2-Kurven gefunden wird.

Von diesem vereinfachten Gedankengang ausgehend, berechnet M. Jones in der eingangs erwähnten Arbeit[1]) auf ähnliche Weise, wie es hier geschehen, die Spannungen und Dehnungen in der Richtung I, wobei er Versuche mit Flugzeugstoffen zugrunde legt, die von Barr und Thomas ausgeführt wurden[2]). Jones kommt übrigens im Gegensatz zu obiger Bemerkung zu höheren Spannungswerten als wir, weil er im Maximum eine Spannung von 100 Pfd. auf den Quadratfuß (p = 420 kg/qm!) annimmt. Mit solchen wohl kaum je erreichten Drücken ist allerdings ein 5facher Sicherheitskoeffizient, wie er in unsern Gleichungen 20) und 20a) angenommen wurde, bei den bsiherigen Festigkeitszahlen der Stoffe nicht mehr erreichbar.

Zusammenfassung.

Betrachtung über die Spannungen nach zwei Hauptrichtungen im Stoffe einer Flugzeugbespannung bei bekannten Luftkräften und gegebener »Normalcharakteristik« des Stoffes. Einfluß der ursprünglichen Spannung. Beispiele und Sicherheitsformeln unter Anlehnung an bisherige experimentelle Ergebnisse. Betonung der Notwendigkeit weiterer Versuchsreihen zur Schaffung geeigneter Grundlagen für die Rechnung.

Bemerkungen

zu dem Aufsatz „Leistungsfähigkeit und Einteilung der Flugzeuge".

Ingenieur Friedr. Rau gibt in Heft 23/24 des V. Jahrganges auf S. 299 an: Die höckerförmige Gestalt der Kurve der »Übersetzungszahlen« ε von Tragflächen sei ausschließlich der Wirkung zusätzlicher Stirnflächen zuzuschreiben, während der Reibungswiderstand der Tragflächen nicht erwähnt wird. Ich habe jedoch in der Zeitschr. des Vereins deutscher Ingenieure 1910, S. 12, gezeigt, daß dieser Höcker und der darin ausgedrückte Höchstwert von A/W schon durch die Flächenreibung der Tragflächen hervorgerufen wird, also auch dann auftreten muß, wenn gar keine Stirnwiderstände vorhanden sind. Meines Wissens ist die von mir mit Hilfe der Eiffelschen Fallversuche und des Frankschen Reibungswertes entworfene Kurve von

---

[1]) Technical Report of the advisory committee for aeronautics 1912, 1913, S. 229.

[2]) Experiments on aeroplane fabrics, Technical Report 1912, 1913, S. 282 (Dehnungs- und Zerreißversuche an verschiedenen rohen und imprägnierten Stoffen).

Auch diese (sehr eingehende) Arbeit ist mir erst während der Drucklegung dieses Aufsatzes bekannt geworden. Dagegen hat eine weitere hierher gehörige, ebenfalls sehr ausführliche Untersuchung von K. Heyer: »Über die Spannungsverteilung auf den Hüllen von Pralluftschiffen« (Jahrb. der Luftfahrzeug-Ges. 1912/13) aus dem Grunde keine Verwendung hier gefunden, weil trotz der großen Ausführlichkeit der theoretischen Entwicklungen die ihnen zugrunde liegende Voraussetzung des Hookeschen Gesetzes dem wirklichen Verhalten der Stoffe zu wenig entspricht. Demgegenüber wurde in der hier vorliegenden Arbeit eine möglichste Vereinfachung der Rechnung bei Wahrung der experimentell bekannten Grundannahmen erstrebt.

Der Aufsatz von Heyer behandelt außerdem nur die Hülle von Pralluftschiffen. Dasselbe Thema, von wesentlich praktischen Gesichtspunkten durchgeführt, bespricht v. Parseval: »Über die Beanspruchung von Ballonhüllen unstarrer Luftschiffe« (Jahrbuch der Luftfahrzeuggesellschaft 1912/13), sowie in einer früheren Veröffentlichung Prof. Weber: »Die Beanspruchung der Hüllen von Pralluftschiffen und Mittel zur Herabminderung der Gefahr des Platzens« (Deutsche Luftfahrerzeitschrift 1912).

A/W die erste dieser Art gewesen. Spätere Versuche von Eiffel und in der Göttinger Modellversuchsanstalt haben einen mit dieser Kurve gut übereinstimmenden Verlauf ergeben, wie ich in Techn. Thermodynamik, II. Aufl., 1. Bd., Fig. 147, gezeigt habe. Der Einfluß der Reibung auf A/W ist danach bei der ebenen Platte für Neigungswinkel zwischen 0^0 und 10^0 nicht vernachlässigbar und vermindert z. B. bei 5^0 Neigung die Übersetzungszahl von 11,4 (= cotg 5^0) auf rd. 6,2! Ähnlich liegen die Verhältnisse bei der gewölbten Platte, wenn es auch hier nicht möglich ist, einen ebenso scharfen zahlenmäßigen Beweis für den Einfluß der Reibung zu erbringen.

Prof. Dipl.-Ing. **W. Schüle,** Breslau.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Auslegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

Auf Wunsch aus dem Leserkreise werden von jetzt an auch die Luftfahrt betreffende Patente der Klasse 37 aufgenommen.

77h. L. 35891. Flugzeug, dessen Tragflächen in elastische, nach hinten gerichtete Enden auslaufen. Theodor Lawrenz, Johannisthal, Waldstr. 7. A 24. 1. 13. E 25. 4. 15.

77h. R. 39509. Doppeldecker mit umklappbarem Schwanz. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. H., Berlin-Johannisthal. A 19 12. 13. E 4. 5. 15.

77h. F. 38331. Schaltbrett für Bombenwurfeinrichtungen auf Flugzeugen. Hermann M. Fremery, Berlin-Johannisthal. A 26. 2. 14. E 8. 5. 15.

77h. L. 40102. Flugzeug mit aufeinanderklappbaren Tragdecken. Luft-Verkehrs-Gesellschaft Akt.-Ges., Berlin-Johannisthal. A 28. 7. 13. E 18. 5. 15.

77h. S. 34548. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung. Adolf Sprater, Neustadt a. d. Haardt. A 29. 8. 11. E 18. 5. 15.

46b. S. 40419. Schiebersteuerung für Viertakt-Explosionsmotoren mit sternförmig angeordneten, kreisenden Zylindern. Antonio Sanchez und Claudio Baradat, Levallois-Perret, Seine, Frankreich. A 28. 10. 13. (Frankreich 27. 6. 13.) E. 8. 5 15.

46a. D. 30051. Explosionskraftmaschine mit kreisendem Kolbenflügel. Jean Ducruy, Grenoble. Isère, Frankr. A 17. 12. 13. E 8. 5. 15.

46c. M. 55557. Befestigung der Zylinder auf dem Kurbelgehäuse bei umlaufenden Explosionskraftmaschinen. Bernhard Meyer, Leipzig, Königstr. 5/7, u. Julius Kruk, Leipzig-Leutzsch, Barneckerstr. 6. A 19. 3. 14. E 11. 5. 15.

63c. J. 16023. 4. 3. Vorrichtung zum selbsttätigen Abstellen eines Fahrzeugmotors unter Zuhilfenahme eines Gewichts; Zus. z. Anm. J. 15549. Stanislaw Jamiolkowski, Warschau, Rußl. A 10. 9. 13. E. 4. 5. 15.

Patenterteilungen.

77h. 283588. Flugzeug mit an dem Mittelteil lösbar befestigten äußeren Flügelteilen. Max Röhner, Dresden, Fritz-Reuterstr. 21. 29. 5. 12. R. 35639.

77h. 283590. Flugzeug mit einem herablaßbaren, von Federn zwischen Anschlägen gehaltenen Stabilisierungsgewicht. Johannes Clemens Hirth, Offenbach a. M., Domstr., u. Fridol. Wacker, Konstanz, Zumsteinstr. 7. 11. 3. 13. H. 63447.

37f. 283651. Im First geteilte Luftschiffhalle. Hans Hundrieser, Berlin-Halensee, Joachim Friedrichstr. 27. 12. 7. 12. H. 58379.

Auszüge aus den Patentschriften.

263230. Raumfachwerke für Luftschiffe. Wilhelm Lübbecke in Stuttgart. Dieses Raumfachwerk besteht aus einem System von Stäben, die auf dem Mantel eines zusammenhängenden Raumes liegen und sich in lauter aneinanderstoßenden Dreiecken oder Vierecken mit sich kreuzenden Diagonalen einordnen. Die gesamten Dreiecke oder Vierecke haben beliebige Seitenlängen. Die Art und Form der Stäbe, aus denen diese Seiten bestehen, ist beliebig, z. B. Zug- und Druckstäbe, oder Druckstäbe, oder Zugstäbe, aus Flachformen, Eckformen, Rundformen, Röhrenformen, Profilformen, Ketten, Drähten usw. Die Art der Gelenke, welche diese Stäbe verbinden, kann gleichfalls beliebig sein, z. B. kann deren Drehachse senkrecht oder tangential zur Oberfläche gerichtet sein, auch sind mehrseitige oder allseitige Gelenke möglich.

Die Gelenkknoten können verschraubt sein, was ein zerlegbares, oder umnietet, was ein unzerlegbares Fachwerk ergibt.

Ein solches Stabsystem kann für alle Luftschiffe beliebiger Größe und Form ein festes, statisch stabiles Raumfachwerk von leichtem Gewicht sein, es hat wegen der der Oberfläche proportionalen Stabzahl die Eigenschaft, sich mit wachsender Größe von selbst zu verstärken, man kann also alle Fachwerkgrößen und -formen aus denselben Stäben oder Stabelementen haltbar herstellen. Ein solches Fachwerksmaterial aus völlig unter sich nach Länge, Querschnitt, Form und Art verschiedenen, oder teilweise verschiedenen, oder gleichen Stäben hat bei Luftschiffen mit einseitigem Zweck, z. B. bei unzerlegbaren, den Vorteil einheitlicher Fabrikation mit anderen, und hat bei Luftschiffen mit vielseitigem Zweck, die zerlegbar sind, den Vorteil, Luftschiffe verschiedener Formen und Größen aus denselben Stäben, also nur mit verschiedener Anzahl der Stäbe, herstellen zu können.

Infolge dieses einfachen Systems mit Gelenkknoten kann man selbst Raumfachwerke desselben von Zeppelingröße schnell auf- und abbauen und in Teile zerlegt transportieren.

Das Fachwerk nach Fig. 1 hat außer den Endstäben *b* längs gelagerte gleichseitige Dreiecke mit Stäben *a* und Diagonalketten *c*

Fig. 1.

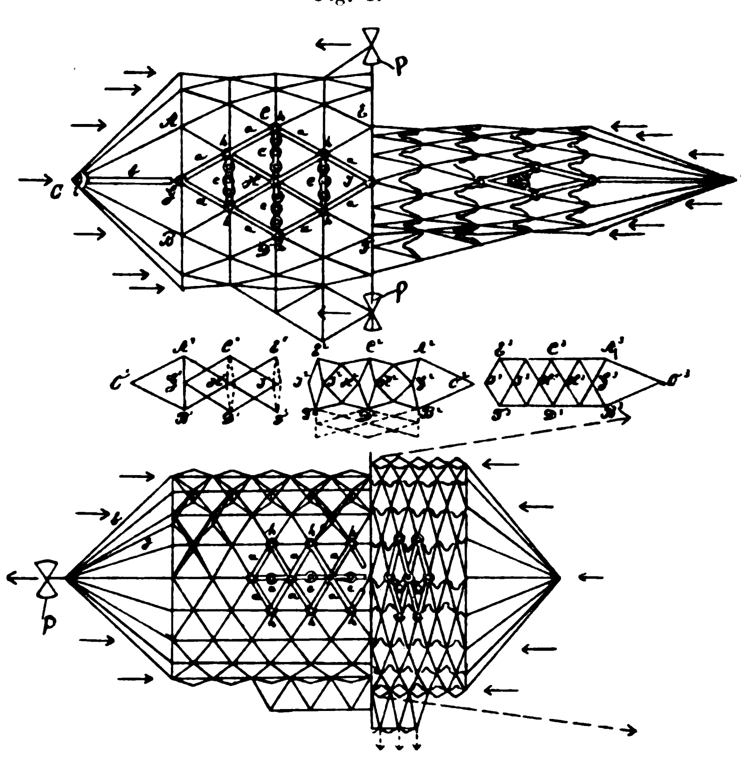


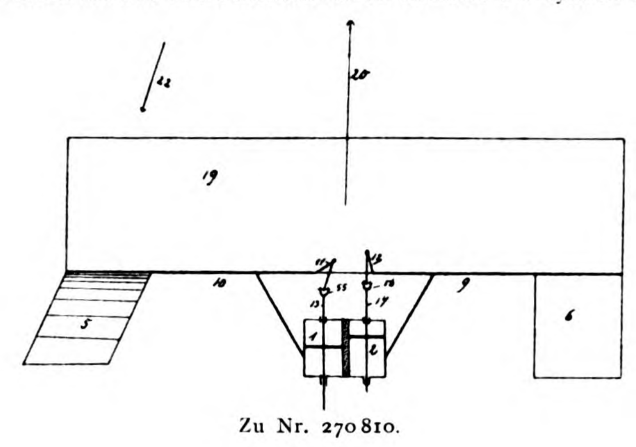
Fig. 2.

Zu Nr. 263230.

senkrecht zur Zylinderachse. Die Luftschrauben sind hinten angebracht, folglich werden die Diagonalketten durch die Windkräfte angespannt, und der Ballon wird selbsttätig starr durch den Luftdruck, was auch durch ein Hauptzugband reguliert und bewirkt werden kann. Das Fachwerk läßt sich zu einem Oval, einer Fischform oder einem dünnen Zylinder ausziehen, und die Sturmkräfte bewirken letzteres selbsttätig, wenn der Ballon an der Spitze in der Windrichtung verankert ist. Eine eventuelle Sprengewerksarmierung erlaubt Starrheit. Die Vierecksstäbe werden durch diese Armierung entlastet, da der Luftdruck auch durch die Sprengewerksdruckstreben der gekrümmten Stabscharen *a* aufgenommen wird. Fig. 2 hat außer den Endstäben *B* und Sprengewerksendstreben *G* quer gelagerte gleichseitige Dreiecke mit Diagonalketten *c* parallel zur Zylinderachse. Hier ist die Luftschraube an der Ballonspitze angebracht, folglich werden auch hier die Diagonalketten *c* durch den Luftdruck angespannt, und das Luftschiff wird selbsttätig starr durch den Winddruck. Diese Starrheit kann auch durch Zugbänder quer bewirkt werden. Das Fachwerk läßt sich hier zwar nicht ausziehen, dafür aber selbsttätig durch die Windkräfte zusammendrücken, wenn es in seiner Mitte in der Windrichtung sowie senkrecht an den Gondelspitzen verankert ist, wie punktiert angedeutet. Da sich der Zylinderdurchmesser hierbei vergrößert, so sprengt das Fachwerk eventuell die äußere Ballonhülle und preßt innere Gasballone durch die Zylinderverkürzung unter Gasentleerung zusammen. An Stelle einer Sprengwerksarmierung ist hier eventuell eine Hängewerksarmierung angezeigt, da deren Zustreben sich beim Zusammendrücken verkürzen müssen. Die Viereckstäbe werden auch hier entlastet, weil der Zug der Luft-

schraube *P* auch durch die Hängewerkszugbänder gekrümmter Stabscharen aufgenommen wird.

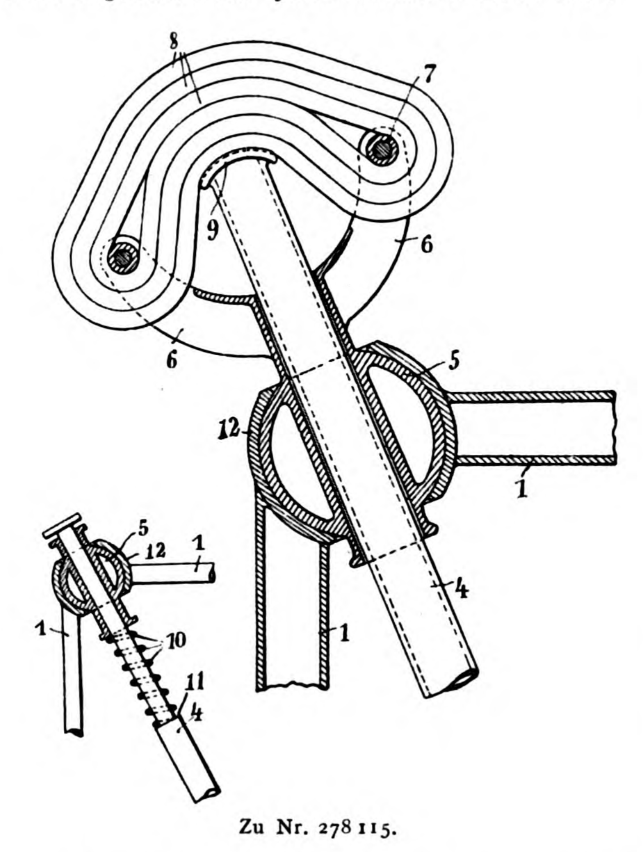
270810. Vorrichtung zur Stabilisierung von Luftfahrzeugen mittels paarweise angeordneter, dauernd hin und her bewegter Flächen. Friedrich Robitzsch in Loschwitz bei Dresden. Die Zylinder 1, 2



Zu Nr. 270810.

des zur Bewegung eines Flächenpaares 5, 6 angeordneten Kolbenpaares haben an jedem Ende einen gemeinsamen Zuleitungskanal. In diesem sind zwei Einlaßorgane, von denen je eines von je einem der Kolben gesteuert wird, derart hintereinander geschaltet, daß das Druckmittel nur dann durch den Kanal in die Zylinder eintreten kann, wenn beide Einlaßorgane geöffnet sind.

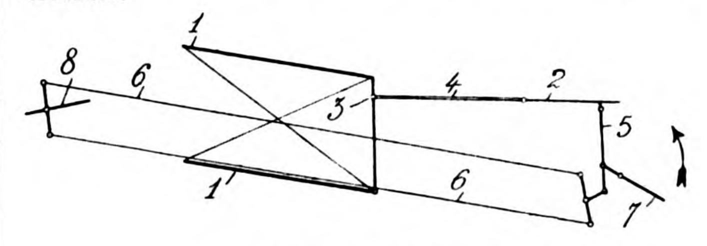
278115. Fahrgestell für Flugzeuge, bei welchem jedes Laufrad durch ein federndes Gelenkdreieck gegen das Gestell abgestützt ist. Jakob Lohner & Co. in Wien.



Zu Nr. 278115.

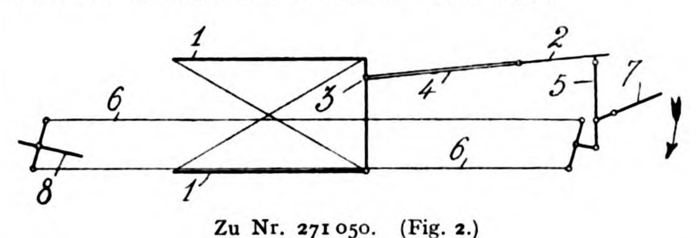
Die oberen Ecken des Rahmenwerkes des Fahrgestells bilden Lagerschalen 12 für Kugelzapfen 5, durch welche die Druckstangen 4 ohne seitlichen Spielraum hindurchgeführt sind, während die Lenker 3 mit den lotrechten Stangen des Rahmenwerkes in bekannter Weise so verbunden sind, daß sie in zwei Ebenen schwingen können. Die Kugelzapfen 5 sind oben über ihre Lager hinaus verlängert und zu zwei sich gegenüberliegenden Gabelungen 6 ausgebildet, von denen jede Gabel einen Bolzen 7 trägt. Die Bolzen 7 sind von Gummibändern 8 umspannt, gegen welche sich die in ihrer Länge zweckmäßig einstellbaren Druckstangen 4 mit dem sattelartig verbreiterten Kopfende 9 stützen.

271050. Vorrichtung zum selbsttätigen Stabilisieren von Flugzeugen in der Längsrichtung. Francesco Filiasi in Neapel. — Der Drachenflieger ist mit den festen Tragflächen 1 und einer kurzen und breiten, schwanzförmig ausgestalteten Fühlfläche 2 versehen; dieser Schwanz ist mit zwei langen Armen 4 versehen, deren freie Enden je in einem Bügel 3 der Tragflächenstiele gelagert sind. Der Drachenflieger hat zwei Höhensteuer, einen vorderen 8 und einen hinteren 7. Die Schwanzfläche 2 ist mittels der Stäbe 5 und Seile 6 mit den Steuern 7 und 8 verbunden.



Zu Nr. 271050. (Fig. 1.)

Richtet sich der Drachenflieger auf, so daß seine Tragflächen 1 die in Fig. 1 veranschaulichte Stellung annehmen, dann werden die Schwanzfläche 2 und die Steuer 7 und 8 durch die Luft von unten her getroffen; da die Kraftäußerung der Schwanzfläche 2 die der beiden Steuer 7 und 8 übertrifft, so werden die Steuer in die in Fig. 1 dargestellte Stellung gebracht. In dieser Stellung wirkt der Schwanz zusammen mit den Steuern zum Zweck, das Flugzeug im Sinne des Pfeiles 1 in Drehung zu versetzen und es dadurch in die wagerechte Stellung zurückzubringen.

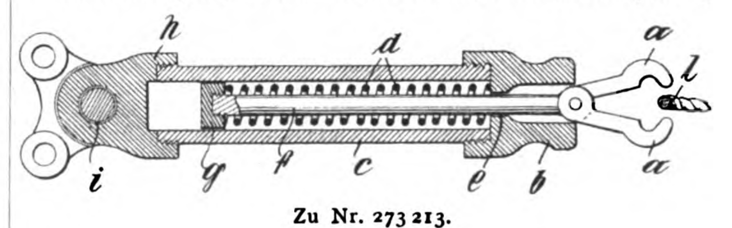


Zu Nr. 271050. (Fig. 2.)

Wenn dagegen der Drachenflieger darauf hinstrebt, sich abwärts zu richten, indem er sich vorn so weit neigt, daß seine Tragflächen in die in Fig. 2 dargestellte Stellung zu stehen kommen, dann wird die Schwanzfläche mit den Steuern von oben her getroffen; in diesem Falle senkt sich der Schwanz und zwingt die Steuer 7 und 8, die in Fig. 2 angedeutete Stellung anzunehmen. In dieser Stellung wird der Drachenflieger durch die vereinigten Wirkungen auf die Schwanzfläche und die Steuer gezwungen, sich gemäß dem Pfeil zu drehen, wobei er wieder die wagerechte Stellung einnimmt.

Um dem Führer eine Einwirkung auf die Steuer zu ermöglichen, genügt es, den durch die Verbindungslinie der Bügel 3, an denen die beiden Arme 4 des Schwanzes endigen, dargestellten Drehpunkt des Schwanzes in dem einen oder in dem anderen Sinne lotrecht zu verschieben. Durch Heben oder Senken der Bügel 3 nimmt die Schwanzfläche eine größere oder geringere Neigung an, wodurch der Aufstieg oder der Abstieg des Drachenfliegers bewirkt wird. Obgleich also die Einstellfläche nicht aufhört, selbsttätig zu wirken, so folgt sie dennoch mit Leichtigkeit den durch den Führer ausgeführten Einstellungen, betreffend die Richtung in der senkrechten Ebene.

273213. Haltevorrichtung für Flugzeuge, die das Flugzeug selbsttätig in dem Augenblick freigibt, in dem die Schraube die zum Abflug nötige Zugkraft entwickelt. Jos. de Pierpont de Burnot in Distelbergen, Belgien. — Die Halteorgane, die in an sich bekannter Weise aus zangenartig

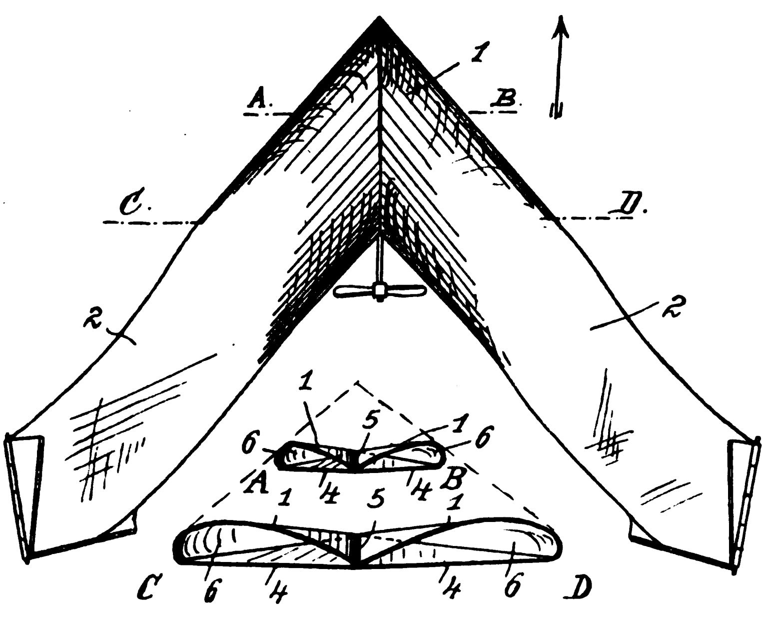


Zu Nr. 273213.

zusammenwirkenden, bis zum Augenblick des Eintretens der erforderlichen Zugkraft durch einen umgebenden Mantel in der Verschlußlage gehaltenen Backen bestehen, bilden in ihrer normalen

Stellung eine außerhalb der Vorrichtung liegende, leicht zugängliche und zur Aufnahme des Halteseiles dienende geschlossene Öse. Im Augenblick des Abflugs des Flugzeugs kehren sie nach der Freigabe des Halteseils selbsttätig in diese, die geschlossene Öse bildende normale Stellung zurück.

279895. Flugzeug mit pfeilförmig angeordneten Tragflächen. Alexander Soldenhoff in Frankfurt a. M. — Es sind bereits selbststabile Flugzeuge bekannt, welche pfeilförmig angeordnete Tragflächen besitzen, die in ihren äußeren Teilen negative Einfallwinkel aufweisen. Weiterhin ist es schon vorgeschlagen worden, vorn unter der Tragfläche hinten offene und nach vorn geschlossene, spitz zulaufende Hohlräume anzubringen.



Zu Nr. 279895.

Bei der vorliegenden Konstruktion sind die in bekannter Weise vorn unter einem Winkel aneinanderstoßenden Flügel in ihrem vorderen Teil stark gewölbt, während sie nach hinten allmählich flacher werden und einen negativen Einfallwinkel aufweisen und sodann wieder einen nach außen hin zunehmenden Einfallwinkel besitzen, da ihre kleinsten Neigungswinkel — im Gegensatz zu den bekannten Flügelformen pfeilförmig angeordneter Tragflächen — nicht an den Flügelenden, sondern sich im vorderen Teile derselben gleich hinter den Luftsäcken befinden und also nach außen positiv werden. Unter dem vorderen, stärker gewölbten Teil befindet sich dabei noch ein an sich bekannter, hinten offener Luftsack, der jedoch bisher nur bei ebenen Flügeln Verwendung fand. Durch diese Anordnung wird eine außerordentlich gute Stabilisierung erreicht, wie eingehende Versuche gezeigt haben.

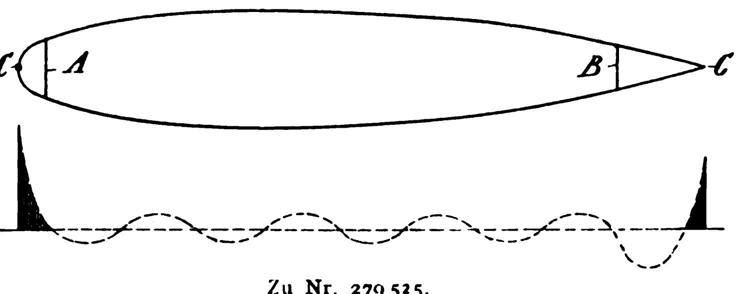
Unter dem vorderen Teil der Tragfläche 1 ist eine zweite Tragfläche 4 angeordnet, die gleichfalls eine dreieckige Gestalt hat und mit ihren Seitenkanten mit der Tragfläche 1 verbunden ist. Da die Tragfläche 1 in der Richtung der Achse des Flugzeugs in der Mitte eine Einsenkung 5 hat, so bildet sie vorn mit der darunter liegenden Tragfläche 4 zwei an sich bekannte Luftsäcke 6, die nach hinten offen sind. Die beiden Äste 2 bilden die Fortsetzung der Wölbung über den Luftsäcken 6 und verjüngen sich nach hinten divergierend und von der Längsachse des Flugzeugs flacher werdend derart, daß sie ihren Rücken nach auswärts neigen und ihre äußere Kante die tiefer liegende bleibt.

279525. Starres Luftschiff mit unterteiltem Mantelraum. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Berlin. — Bei der Bewegung eines Luftschiffkörpers von Zigarrenform, wie sie die heutigen Motorballone zeigen, übt die vorbeistreifende Luft auf die äußere Hülle des Ballons stellenweise Überdrücke und stellenweise Unterdrücke aus. Versuche von Prandtl ergaben, daß auf den Kopf und zum Teil auf den Schwanz des Ballons starke Überdrücke einwirken, während an anderen Stellen des Ballons starke Unterpressungen auftreten. Dies hat zur Folge, daß die äußere Hülle, beispielsweise am Kopf des Ballons, in die Maschen des Gerüstes stark eingedrückt und an anderen Stellen des Ballons vom Gerüst abgesaugt wird. Dadurch entstehen ungewünschte Formänderungen der Außenhülle, durch die der Luftwiderstand erhöht wird. Diese Formänderungen werden dadurch vermieden, daß man die äußere Hülle durch Querschotten trennt und die einzelnen abgetrennten Räume durch Öffnungen in der Außenhülle mit der Außenluft kommunizieren läßt.

Die Lage der Schotten ist aus dem in der Zeichnung dargestellten Luftschiffkörper ersichtlich. Darunter befindet sich ein Schaubild, das die in axialer Richtung an der Außenhülle auftretenden Druckschwankungen veranschaulicht.

Die vordere Spitze des Luftschiffkörpers ist durch ein Schott *A* getrennt, das bis zur Außenhülle heranreicht. Die hintere Spitze enthält ein ähnliches Schott *B*. Am vorderen und hinteren Ende des Luftschiffkörpers sind Öffnungen *C* angeordnet, durch die der Innenraum der Hülle mit der Außenluft in Verbindung steht.

Sobald das Luftschiff sich in Bewegung befindet und die Druckschwankungen, die in dem Schaubild veranschaulicht sind, auftreten, wird, da der Stoff der Außenhülle auf der Gerüstkonstruktion straff aufliegt und das Bestreben hat, die einmal eingenommene Lage beizubehalten, durch die Öffnung *C* am vorderen

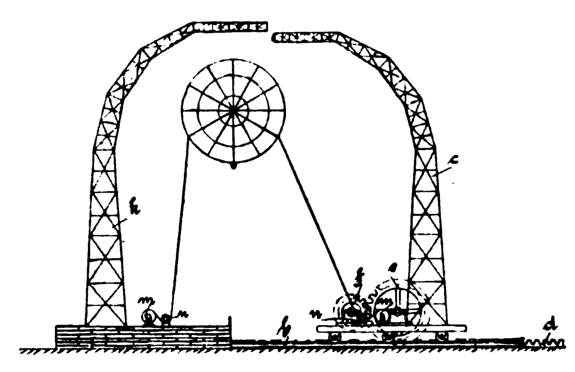


Zu Nr. 279525.

Ende des Luftschiffkörpers die Außenluft in den Hüllenraum eindringen. In gleicher Weise wird am hinteren Ende ein Druckausgleich eintreten, so daß die Ein- und Ausbuchtungen der Hülle vermieden werden.

Die Querschotten können an verschiedenen Stellen der Luftschiffhülle und in beliebiger Anzahl angeordnet werden, so daß man nicht nur an den Enden des Luftschiffkörpers, sondern auch an allen anderen Stellen des Luftschiffkörpers die auftretenden Druckunterschiede ausgleichen kann.

279054. Einrichtung zum gefahrlosen Einholen von Luftschiffen in eine verschiebbare Halle. Ludwig Temme in Dortmund. In der Halle sind paarweise gegenüberstehende Seiltrommeln *m* angeordnet, die mit vor und hinter der Halle angeordneten Rollenböcken *l* im Grundriß die Ecken eines Vielecks bilden.



Zu Nr. 279054.

279379. Vorrichtung zur Regelung der Flugzeit oder der Flughöhe freiliegender Ballone. August Riedinger, Ballonfabrik Augsburg G. m. b. H. in Augsburg. Ein mit Einstellkala für die Flugzeit versehenes Uhrwerk *a* ist an Leinen *b* im Innern des Ballons *c* aufgehängt. Aus dem Uhrwerksgehäuse ragt eine zangenartige Klinke *d*, deren Backen sich für gewöhnlich fest gegeneinanderlegen und einen Ring *e* aufnehmen, von dem eine Leine *f* durch den Füllansatz *g* des Ballons *c* hindurch nach unten hängt und am Ende ein Gewicht *h* trägt. Eine zweite, an dem Ring *e* befestigte Leine *i* ist ebenfalls durch den Füllansatz *g* hindurch nach außen und zu einem über dem Ballonäquator liegenden Befestigungsteil *k* unter entsprechendem Durchhang geführt.

Wird nach Einstellung der Flugzeit auf dem Uhrwerk *a* der Ballon *c* hochgelassen, so öffnet sich, sobald die Flugdauer erreicht ist, die Zangenklinke *d*, der Ring *e* mit dem Gewicht *h* wird freigegeben, so daß letzteres nach der Seite pendelt und die Leinen *f*, *i* zunächst in die Strecklage (Fig. 1) bringt, dann aber den Ballon *c* in die Stellung Fig. 2 kippt, indem sie mit dem Gewicht *h* zusammen ein Kräftepaar bildet, dessen Arm der Ballonhalbmesser ist. Sobald die Kipplage erreicht ist, tritt zufolge des nunmehr als Pendel wirkenden Gewichts *h* und des ebenfalls umgekippten Uhrwerks *a*

Gleichgewicht ein; da der Füllansatz *g* nunmehr nach oben oder zur Seite gerichtet ist, so strömt Gas aus, und der Ballon senkt sich zur Erde nieder.

Bei der in Fig. 3 dargestellten Auslösevorrichtung für die Kippeinrichtung sitzt auf der Achse *l* des Uhrwerks eine durch Reibung festgehaltene Scheibe *m*, welche mit einer Einkerbung *b* versehen ist. Auf die Scheibe *m* legt sich das eine Ende eines bei *o* gelagerten Winkelhebels *p* auf, dessen anderes Ende einen beweglichen Stützanschlag *q* für den langen Arm eines zweiarmigen Hebels *r* trägt, welcher bei *s* drehbar gelagert ist. Der kurze Arm des Hebels *r* bildet den einen Zangenteil der Auslöseklinke *d*, deren anderer Zangenteil unbeweglich gedacht ist und von einem Ansatz des Uhrwerksgehäuses gebildet oder auch drehbar sein kann.

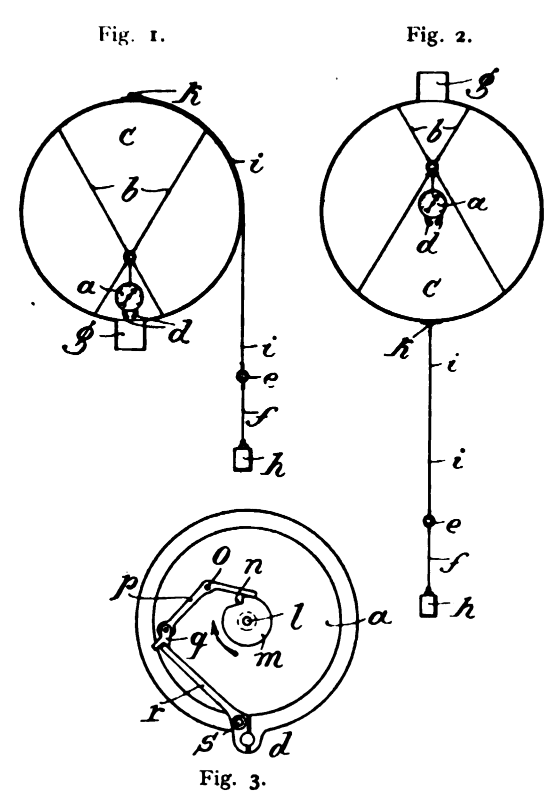


Fig. 3.

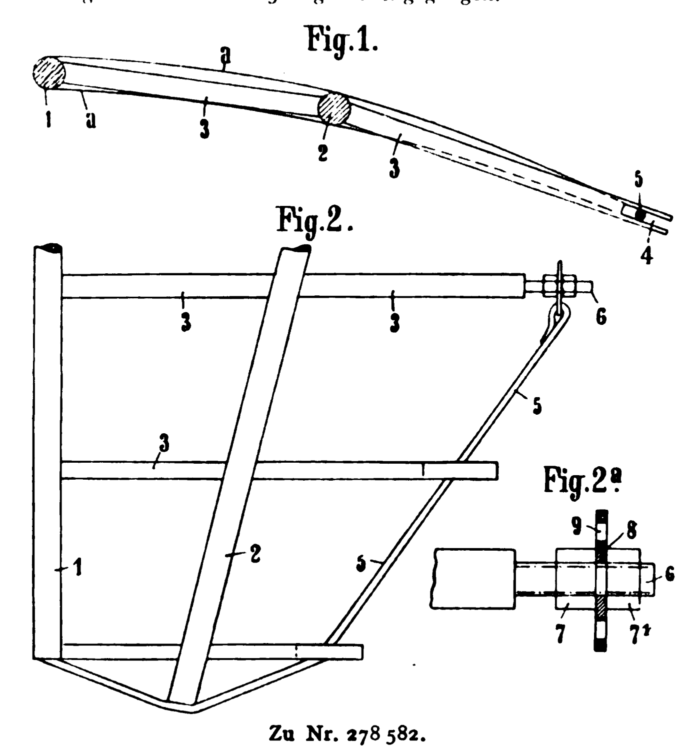
Zu Nr. 279 379.

Schnappt bei der Drehung der Uhrwerksachse *l* das obere Ende des Winkelhebels *p* in die Kerbe *n* der Scheibe *m* ein, so wird durch die Drehung des Winkelhebels der Stützanschlag *q* von dem Ende des Hebels *r* abgezogen und dadurch letzterer freigegeben. Unter dem Einfluß des Gewichtes *h* bewegt sich nun der kurze, den drehbaren Zangenteil der Auslöseklinke *d* bildende Arm des Hebels *r* nach auswärts und gibt die eingehängte Kippvorrichtung frei, so daß dieselbe in der aus Fig. 1 und 2 ersichtlichen Weise wirken kann.

Zufolge des Umstandes, daß die Achse *l* der Scheibe *m* nur durch Reibeingriff mit dem Uhrwerk zusammenhängt, kann sie verdreht und daher unabhängig von der Uhrwerksbewegung die Auslösezeit verändert werden.

278 582. **Sackartig ausgebildete Tragfläche für Flugvorrichtungen.** Ernst Carl Alexander Baumann in Obertürkheim b. Stuttgart und Ernst Emil Freytag in Zwickau i. Sa. Zusatz zum Patent 277 937. Im Gegensatz zu bekannten Konstruktionen, bei welchen die Bespannung der Tragfläche auf einem Rahmen unveränderlich oder beinahe unveränderlich erfolgt, wird beim Gegenstand des Hauptpatents ein mit gewisser Verspannung an seinen Längskanten befestigter Tuchsack angeordnet, der sich unter dem Druck der Luft selbsttätig wölbt, sofern die Befestigung an den Längskanten der tuchsackartigen Fläche mit einer gewissen Verspannung erfolgt ist. Bei solchen sich selbsttätig unter dem Einfluß der Luftgeschwindigkeit einerseits, der Verspannung anderseits wölbenden tuchsackartigen Tragflächen tritt nun, wie die Erfahrungen gelehrt haben, die Erscheinung auf, daß infolge der relativ großen Dehnbarkeit des Tuches ein schwach gewölbtes Profil sich ohne sehr große Verspannung nicht erzielen läßt, daß anderseits, wenn dieses auch im Anfang erzielt ist, infolge der bleibenden Dehnung des Tuches, die durch Wochen hindurch wächst, die Verspannung nachläßt.

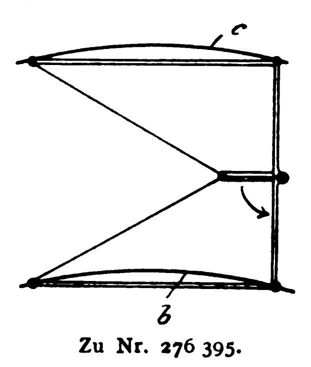
So hat sich beispielsweise gezeigt, daß eine mit tuchsackartigen Flächen nach dem Hauptpatent ausgeführte Maschine frisch bespannt bei 900 kg Belastung eine Geschwindigkeit von 90 km stündlich erreichte. Nach 14 Tagen stieg die Wölbung der Tragfläche durch die bleibende Dehnung des Tuches um etwa 6 cm auf 2 m Tiefe mit dem Erfolge, daß die Geschwindigkeit auf etwa 80 km, die Tragkraft auf etwa 750 kg zurückging. Nach einem weiteren Monat war die Geschwindigkeit bei sonst gleichen Verhältnissen auf etwa 75 km, die Tragkraft auf etwa 650 kg zurückgegangen.



Zu Nr. 278 582.

Das Tuch *a* wird um die Holme 1 und 2 herumgelegt. Diese sind durch Träger 3 miteinander verbunden. Diese Träger weisen am hinteren Ende Schlitze 4 auf, in denen ein Spanndraht 5 gelagert ist. An diesem Spanndraht ist das hintere Knie des Tuchsackes *a* befestigt und der Spanndraht mit Durchhang durch die Schlitze geführt, so daß die Träger 3 nur vertikale Kräfte aufzunehmen haben, da sich der Draht in den Schlitzen 4 frei bewegen kann. Mit Hilfe eines Spannschlosses kann man den Durchhang und die Spannung des Drahtes 5 und damit indirekt die Tuchspannung regulieren. Zur Regulierung der Tuchspannung in weiten Grenzen und damit der Flächenwölbungstiefe dienen besonders an den Trägern 3 angeordnete Stellschrauben (vgl. Fig. 2 u. 2 a), an denen der Spanndraht 5 befestigt ist. Eine solche Stellschraube besteht aus einem an einem Träger 3 angeordneten Gewindebolzen 6, auf dem mittels Muttern 7, 7' verschiebbar und feststellbar eine, Ösen 9 aufweisende Scheibe 8 angeordnet ist, in deren Ösen der Spanndraht eingehakt ist.

276 395. **Flugzeug.** Joseph Sandri in Berlin-Steglitz. Bei Doppeldecker-Flugzeugen kann zum Zwecke der Umwandlung der Tragflächen in einen Fallschirm nach Auslösung einer Sicherung, die untere Tragfläche *b* um die Achse nach oben klappen.



Zu Nr. 276 395.

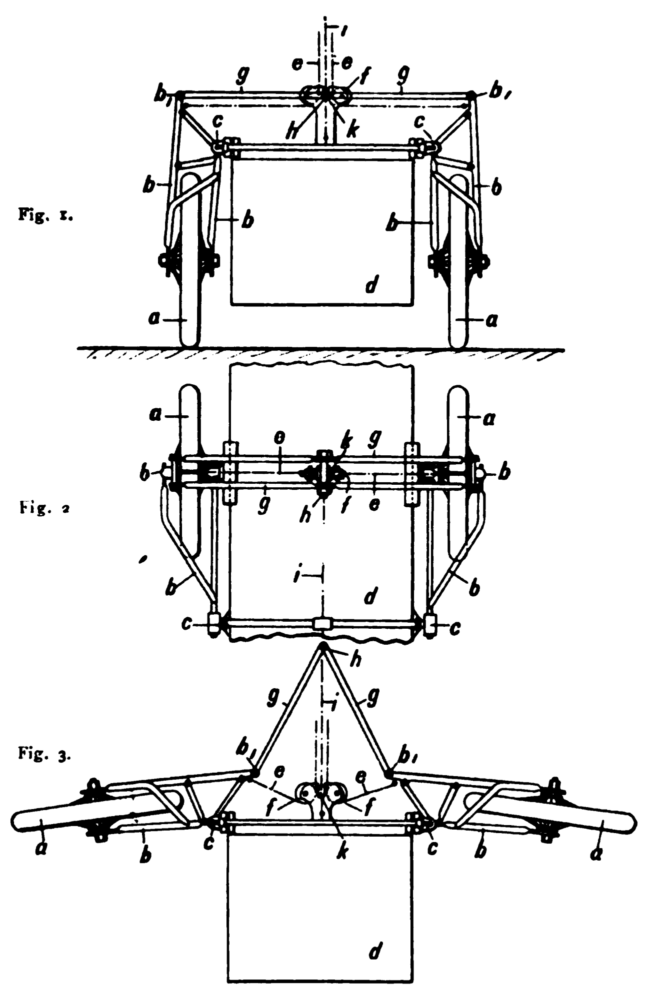
b ist die untere und *c* die obere Tragfläche. Die erstere ist geteilt und das Flugzeug für gewöhnlich an der mittleren Tragstange hängend befestigt. An Stelle einer durchgehenden Stange können zwei Tragzapfen dienen, die zugleich die Gelenkzapfen der beiden Hälften der Tragstangen bilden. Diese Aufhängung der unteren Tragfläche *b* ist für gewöhnlich durch eine leicht lösbare Kuppelung starr gemacht. Bei Lösung dieser Kuppelung schwingt nun die untere Tragfläche *b* sofort, schon vermöge der eigenen Schwere herab und wird durch den Luftdruck des in Vorwärtsbe-

wegung befindlichen Flugzeugs weiter zurück- bzw. hinaufgeklappt, wobei der von der ursprünglichen unteren Tragfläche *b* nunmehr gebildete, mit der oberen Tragfläche *c*, sich an diese anschließend, zusammenwirkende Luftstützpunkt verhältnismäßig hoch über dem Schwerpunkt zu liegen kommt, wodurch die Fallschirmwirkung des Flugzeugs gesteigert wird.

Der Drehpunkt liegt für die untere Tragfläche *b* annähernd senkrecht über der hinteren Kante der unteren Tragfläche und annähernd senkrecht unter der hinteren Kante der oberen Tragfläche *c*, so daß beim Hochklappen der unteren Tragfläche die beiden Tragflächen *b* und *c* mit ihrer Hinterkante zusammenstoßen und eine geschlossene Fläche ergeben. Die Schwingung der Tragfläche *b* kann durch Feder- oder Gummizug unterstützt werden.

279 380. Fahrgestell für Wasserflugzeuge mit am Schwimmer angebrachten, seitlich hochklappbaren Laufrädern. Automobil- & Aviatik, A.-G. in Mülhausen i. E. Die Achsen der Laufräder *a* sind an den Radgestellen *b* befestigt, die je einen doppelarmigen Hebel bilden, dessen Drehpunkt *c* am Schwimmer *d* des Flugzeuges angeordnet ist. An den oberen Enden b_1 der Hebelarme *b* greifen die Drahtseile *e* an, die über Rollen *f* führen.

Sollen bei Verwendung des Flugzeuges auf dem Wasser die Räder *a* aus dem Bereich des Wassers entfernt werden, so werden durch Ausziehen der Drahtseile *e* die Traggestelle *b* der Laufräder *a* um die Drehpunkte *c* gedreht, bis die Laufräder in die durch Fig. 3 dargestellte Lage gelangen.

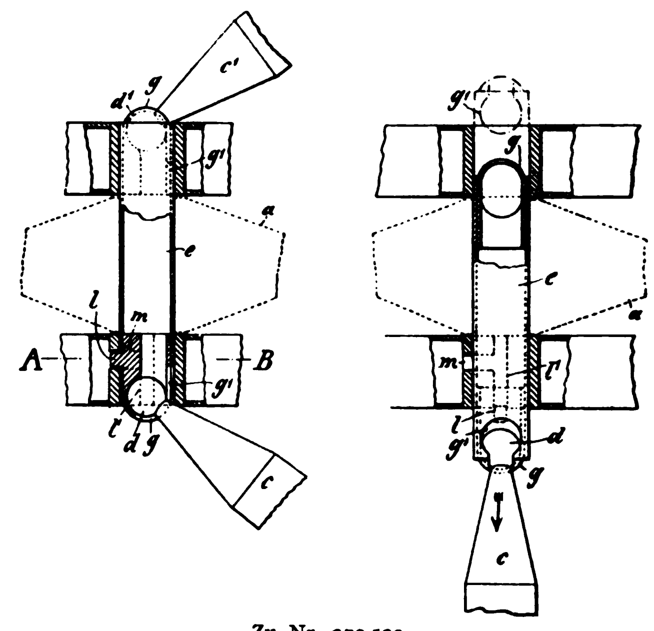


Zu Nr. 279 380.

Die Enden b_1 der Traggestelle *b* sind durch die in der Mitte vermittelst des Drehbolzens *h* gelenkig zusammengefügten Stangen *g* miteinander verbunden. An dem Drehbolzen *h* greift das Drahtseil *i* an, welches zum Senken der Stangen *g* und damit der Räder vom Führersitz aus betätigt wird. Beim Herablassen der Räder wird der Zapfen *h* durch das Seil *i* so weit herabgezogen, bis er etwas unterhalb der Horizontalen durch die Punkte b_1, also etwas unterhalb der Totpunktlage liegt. In dieser Stellung wird er durch die Führung *k* unterstützt. Der beim Auflaufen auf den Boden auf die Radgestelle *b* ausgeübte Druck wird sich durch die Stangen *g* auf die Führung *k* übertragen und eine sichere Festlegung der Radgestelle *b* ergeben.

Beim Heben der Räder *a* durch Zug auf die Drahtseile *e* nähern sich die Punkte b_1 der Radgestelle, während sich die Stangen *g* scherenartig schließen.

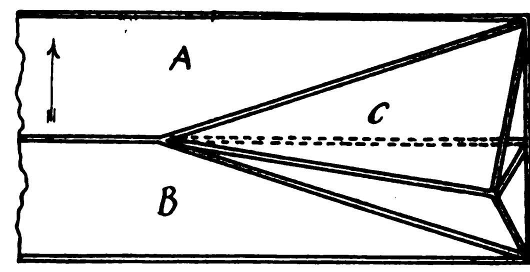
279 523. Herausziehbare Achse für die Schutzräder von Flugzeugen und andere Zwecke. Luft-Verkehrs-Gesellschaft Akt.-Ges. in Johannisthal b. Berlin. Die Achse *e* besitzt an jedem Ende Kugellagerungen *g*, welche in der Weise mit verlängerten Schlitzen *g'* versehen sind, daß die Kugeln *d*, *d'* der beiden Streben *c*, *c'* mit der Achse verbunden werden können und dieselbe in ihrer Lagerung festhalten. Wenn man nun die hinteren Enden der Streben aus ihrer Lagerung am Fahrgestell aushängt, die Streben in der Horizontalebene bis in



Zu Nr. 279 523.

die Richtung der Schutzradachse schwingt und letztere um etwa 90° dreht, so wird zunächst der Sperrstift *l* der Achse in der Achsbüchse derart gedreht, daß er in die Bahn des Schlitzes *l'* gelangt. Hierauf stößt man die Achse vermittelst der Strebe *c* vorwärts, so daß die Öffnung *g'* des Kugellagers der Strebe *c'* frei wird und letztere herausgenommen werden kann. Nunmehr wird die Achse vermittelst der Strebe *c* wieder zurück- und gänzlich aus ihrem Lager herausgezogen. Da die Öffnung *g'* des Lagers der Strebe *c* nun ebenfalls frei geworden ist, so kann auch letztere herausgenommen und, wenn gewünscht, auch das Rad von der Achse abgenommen werden.

278 878. Flugzeug mit in der Flugrichtung doppeltgewölbter, stufenförmiger Tragfläche. Ernst Bliesath in Seattle, Wash., V. St. A. Die Tragfläche besteht im wesentlichen aus zwei Teilen *A*-*B*, deren vorderer so gewölbt ist, daß der Wölbungsscheitel annähernd in der Mitte der Gesamt-

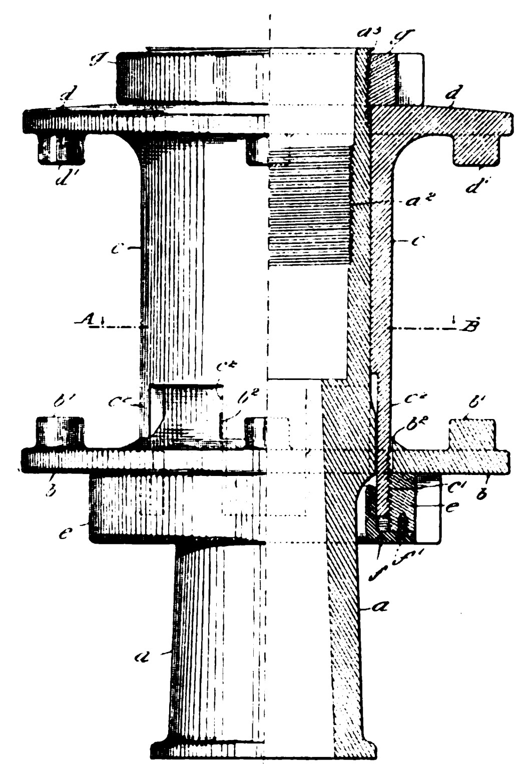


Zu Nr. 278 878.

tragfläche liegt, während die hintere, an die tiefliegende Hinterkante der vorderen Tragfläche sich anschließende Tragfläche nur flach gewölbt ist und den Wölbungsscheitel nahe am Hinterrande hat, wobei diese Tragflächenteile an den äußeren Enden ihrer inneren zusammenstoßenden Kanten dreieckige Ausschnitte besitzen, in welche ebene Flächen *C* derartig eingesetzt sind, daß auf jeder Außenseite der Fläche ein dachgiebelartiger, nach außen ansteigender Aufbau entsteht.

276 394. Propellerbefestigung für Luftfahrzeuge mit einem durch eine Schraubenmutter anpreßbaren, auf der Nabe verschiebbaren und

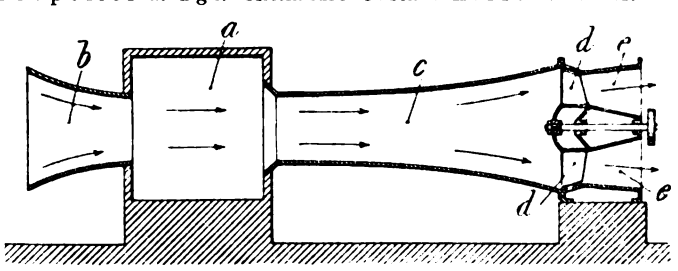
gegen Drehung gesicherten Flansch. Karl Finkeisen in Berlin. Der verschiebbare Flansch d ist mit einer gegen



Zu Nr. 276 394.

Drehung auf der Nabe gesicherten Muffe c_2 ausgestattet, welche mit Einschnitten versehen ist. Hierdurch werden Lappen c^2 gebildet, welche durch entsprechende Ausschnitte des auf der Nabe a befestigten Flansches b hindurchgreifen und Schraubengewinde für eine Schraubenmutter e besitzen, so daß der Propellerschaft durch zwei außen auf beiden Seiten liegende Schrauben zusammengepreßt werden kann.

274 598. Versuchsanlage für Flugzeugmodelle Propeller u. dgl. Alexandre Gustave Eiffel in Paris.



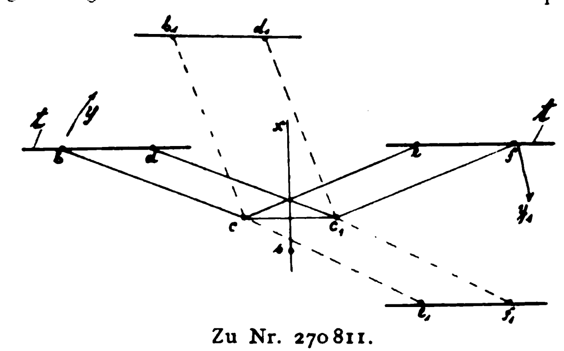
Zu Nr. 274 598.

Die Versuchsanlage für Flugzeugmodelle, Propeller u. dgl. besteht aus einer Kammer zur Aufnahme der Versuchsmodelle und einem durch diese Kammer Luft hindurchsaugenden Gebläse. Zwischen die Kammer und das Gebläse ist ein Rohr c eingeschaltet, dessen Durchmesser von der Kammer nach dem Gebläse hin bis zur Größe des Gebläsedurchmessers zunimmt.

280257. Propellerantrieb für Flugzeuge o. dgl. Jakob Lohner & Co. in Wien. — Es sind zwei auf ihrer Welle lose angeordnete und mit dieser kuppelbare Propeller (4, 5) von eventuell verschiedener Steigung vorhanden zum Zwecke, den einen oder andern Propeller wirken zu lassen, während der andere Propeller leer läuft. Zur Kuppelung dienen zwei einander umgebende Reibungskegel (18, 20), von denen der eine (18) auf der Welle (1) und der andere (20) auf dem Reibungskegel (18) unter Mitnahme in der Umfangsrichtung längsverschiebbar ist. Die Kegel können mit entsprechenden, von den ineinandergeschobenen Propellernaben (2, 3) ausgehenden, gleichfalls einander umgebenden Reibungskegeln 11, 12 abwechselnd in und außer Eingriff gebracht werden. Der zweiarmige, als Handgriff dienende Hebel (23) trägt beiderseits seines Drehzapfens (24) Gelenkstangen (25, 26) für je einen der Reibungskegel (18, 20), so daß gleichzeitig mit der Kuppelung des einen Kegels eine Entkuppelung des anderen Kegels erfolgt.

Zu Nr. 280257.

270811. Flugzeug mit drehbaren Tragflächen. Friedrich Robitzsch in Loschwitz. Die zu beiden Seiten der Mittelachse liegenden Tragflächen t sind durch aus Stangen oder sonstigen Zug- und Schubmitteln bestehendem Gelenkparallelogramm unter einem nach oben offenen Winkel miteinander zu einem Stück vereinigt. Bei Drehung desselben um die Mittelachse s nähert sich die eine Tragfläche der senkrechten Mittelachse, während sich die andere von ihr entfernt, wobei die Tragflächen stets die gleiche Lage zu einer Horizontalen beibehalten.



Zu Nr. 270811.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Die Energie von W. Ostwald. Verlag Johann Ambrosius Barth, Leipzig. Gr.-Okt. 167 S. Preis geb. M. 4,40. Aus »Wissen und Können«, Sammlung von Einzelschriften aus reiner und angewandter Wissenschaft, herausgegeben von Prof. Dr. Weinstein. — Diese zweite Auflage des Werkes gibt in ihrer Vielseitigkeit einen sehr guten Überblick über die Energetik. A. V.

Deutscher Ingenieur-Kalender 1915. Sechste Auflage. Herausgegeben von der Redaktion von Uhlands Zeitschritten. Verlag: Uhlands Technischer Verlag, Leipzig. Oktav. 326 Seiten mit vielen Abbildungen und einer Karte. Preis M. 2,50.

Der Kalender besteht aus 2 Teilen, die auch zusammengebunden geliefert werden. In den einzelnen Kapiteln des 1. Teils sind nicht nur die erforderlichen Formeln enthalten, sondern auch vollständig angesetzte bzw. durchgerechnete Zahlenbeispiele. Ferner enthält dieser Teil alle notwendigen Tabellen. Den Tabellen über Materialien (Bleche, Röhren, Träger etc.) sind Preisangaben beigegeben, dem kalkulierenden Ingenieur eine angenehme Beigabe. Der 2. Teil enthält alle notwendigen Angaben über Kessel und Feuerungen, Dampfmaschinen, Verbrennungsmotoren, Turbinen, Pumpen, Gebläse etc., ferner Angaben über den Bau und Betrieb von Fabriken. Der billige Preis, wohl durch die reiche Inseratenbeilage ermöglicht, wird dem nützlichen Buch eine große Verbreitung sichern.

Die drahtlose Telegraphie im Dienste der Luftfahrt von Dr. Paul Ludewig. Verlag Hermann Meusser, Berlin. Gr.-Okt. 182 S. mit 55 Abbildungen im Text. Preis M. 3,60 broschiert.

Im 1. Kapitel behandelt der als F. T.-Fachmann bekannte Verfasser: Die Antennenform für Freiballone, Luftschiffe u. Flugzeuge; im 2. Kapitel: Die Zündungsgefahr; das 3. Kapitel ist das umfangreichste. Es bespricht die Sende- und Empfangsanordnungen. Das 4. Kapitel behandelt die wissenschaftlichen Aufgaben der Ballonstationen. Das 5. Kapitel enthält die Ortsbestimmung mittels drahtloser Telegraphie und das 6. Kapitel den meteorologischen Beratungsdienst. Der Anhang enthält Zeitsignale und Wettertelegramme der Stationen Norddeich und Eiffelturm und Literaturangaben. Bei der zunehmenden Verwendung der drahtlosen Telegraphie in Luftfahrzeugen, namentlich für Kriegszwecke, ist das Studium dieses Werkes den Fachleuten sehr zu empfehlen. Für eine neue Auflage wäre das Werk namentlich dahin zu ergänzen, daß die Anwendung der F. T. im Flugzeug ausführlicher als in dieser ersten Auflage behandelt wird. A. V.

Motor. Monatsschrift für Motorsport, Technik u. Gesellschaft. Herausgeber und Verleger: Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W. 35. Verantwortlich für den redaktionellen Teil: Friedr. Otto. Heft: Januar—März 1915. Preis des Heftes M. 1.

Dieses zweite Kriegsheft bringt sehr viel aus dem Gebiete der Luftfahrt. Es seien besonders die folgenden Aufsätze hervorgehoben: »Die deutschen Luftangriffe gegen England«, »Eine Luftschlacht über der Nordsee. Der vereitelte englische Anschlag auf Cuxhaven«, »Die Artillerie und das Flugzeug«, »Von Kosaken abgeschossen«, »Flugzeug gegen Flugzeug«, »Der Flieger als Nachrichtenübermittler«, »Die größte Ausstellungshalle der Welt«, »Wenn die Bomben fallen«, »Allerlei Fliegergeschichten und Streiche«, »Sein letzter Flug«, »Im Zeichen des Eisernen Kreuzes«, »Der Automobil-Torpedo der amerikanischen Marine«. All diese Aufsätze und Berichte sind mit vielen vorzüglich ausgeführten Illustrationen versehen. Selbst der Inseratenteil mit seinen vielen originellen und schönen Zeichnungen ist interessant und beachtenswert. Man sieht mit Freude, da wirken Fachleute und Künstler zusammen. Jedem sich für einen Zweig des Motorsports oder der Luftfahrt Interessierenden wird dieses Heft eine angenehme Lektüre sein. A. V.

Kriegsfonds der National-Flugspende.

Durch Beschluß des Verwaltungsausschusses des Kuratoriums der National-Flugspende ist ein Betrag von M. 100 000 zurückgestellt worden, um daraus für die im Kriege verwundeten Flieger und Beobachter im Falle ihrer Bedürftigkeit Beihilfen für erforderliche Kuren oder den Hinterbliebenen von im Kriege tödlich verunglückten Flugzeugführern oder Beobachtern in besonderen Fällen einmalige Unterstützungen gewähren zu können.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

1. Unser Mitglied Dr. Franz Harreß, der Direktor der Sprengstoff-A.-G. Carbonit, Schleebusch bei Köln, ist bei der Ausführung neuer Sprengversuche zu Tode gekommen; wir werden diesem geschätzten Mitgliede, das sein Leben im Dienst des Vaterlandes verlor, stets ein ehrendes Gedenken bewahren.

Unser Mitglied, der Kurator der Universität Göttingen, Wirkl. Geh. Oberregierungsrat Dr. phil. Ernst Höpfner, der unserer Gesellschaft seit ihrem Bestehen angehörte, ist nach langem Leiden in Göttingen verschieden; sein Andenken wird bei uns in hohen Ehren gehalten werden.

2. Beförderungen und Auszeichnungen:

Unser Mitglied der Verlagsbuchhändler und Industrielle, Kommerzienrat Bernhard Meyer, Leipzig, wurde zum Ehrenmitglied des Königlichen Instituts für Seeverkehr und Weltwirtschaft an der Universität Kiel ernannt.

Dr. Hermann Elias, dessen Auszeichnungen durch hohe Orden für seine vorzüglichen Dienste als Beobachtungsoffizier wir an dieser Stelle verschiedentlich melden konnten, ist jetzt zum Hauptmann befördert worden.

Gleichfalls zum Hauptmann und Kompagniechef im 1. Landsturm-Inf.-Bat. Hamburg wurde unser Mitglied Professor Dr. Friedrich Ahlborn ernannt.

Dem Direktor der Continental-Caoutchouc- und Guttapercha-Kompagnie Hannover, Willy Tischbein, wurde zu seinen schon früher gemeldeten Auszeichnungen vom Herzog von Braunschweig das Braunschweigische Kriegs-Verdienst-Kreuz verliehen.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen ist als ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen:

Dr. chem. Arnold Rahtjen, zurzeit Offizierstellvertreter in einer Kompagnie des 1. Landsturm-Bat. in Belgien.

Gemäß § 6 als außerordentliches Mitglied:

K. K. Versuchsanstalt für Kraftfahrzeuge, Wien IX/2, Severingasse 7.

Der Geschäftsführer:
Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.





Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. 24. April 1915. Heft 7 u. 8.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. **24. April 1915.** **Heft 7 und 8.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Professor Dr.-Ing. **F. Bendemann** und Dr.-Ing. **C. Schmid.**

II. Teil der Dissertation „Die Luftschraube am Stand“

von Diplom-Ingenieur **Carl Schmid.**

(Fortsetzung.)

VII. Einfluß der Druckseite bei gleichbleibender Saugseite.

(Serie XV.)

In den folgenden Abschnitten sollen die Hauptgesichtspunkte für die Formgebung des Querschnittes bei gleichbleibendem Umriß des Flügels[1]) untersucht werden.

Die Serie XV zeigt zunächst den Einfluß der Druckseitenwölbung, die bisher fast ausschließlich den Berechnungen der Schraube zugrunde gelegt wurde. Es ist natürlich nicht möglich, die Wirkung der Saug- bzw. Druckseite für sich allein herauszuschälen, da die Flüssigkeitsströmung der einen Seite von der anderen beeinflußt wird. Es kann deshalb nur eine größere Reihe von Versuchen, bei denen der Einfluß der Druckseite für eine Anzahl verschieden gestalteter Saugseiten und umgekehrt untersucht wird, einen einigermaßen klaren Einblick verschaffen.

[1]) Unter Umriß ist hier immer die senkrecht zur Sehne der Druckseite betrachtete Flügelfläche zu verstehen.

Es ist : $R_i = 200$ mm, $R_a = 1500$ mm, $B = 400$ mm (Fig. 8).

Als gleichbleibende Saugseite ist hier eine Form gewählt, die sich bei Untersuchungen der Saugseite bei ebener Druckseite als günstig erwiesen hat.

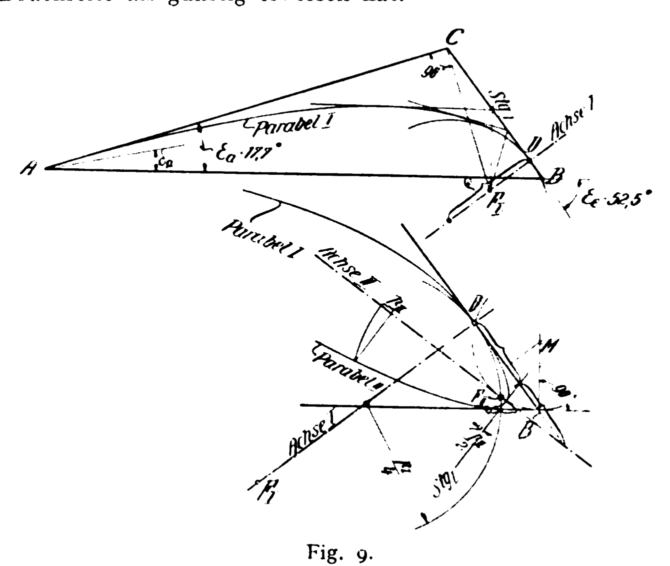


Fig. 9.
Geometrische Bestimmung des Flügelprofils zu Serie XV.

Die Saugseite wird durch zwei Parabelbogen gebildet, von denen die Eintrittsparabel II (Fig. 9) die Saugseitenparabel I in deren Scheitelpunkt D tangiert. Diese beiden

Tabelle III.

Messungen mit Flügeln verschiedener Druckseitenwölbung (Serie XV)

$R_i = 200$ mm; $R_a = 1500$ mm; $B = 400$ mm.

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft gemessen p	Drehmoment gemessen $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m	Charakteristik für Schubkraft gemessen p	Drehmoment gemessen $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m	Charakteristik für Schubkraft gemessen p	Drehmoment gemessen $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m
	Flügelpaar 1. Wölbungstiefe $T = 0$ mm.					**Flügelpaar 4. Wölbungstiefe $T = 15{,}0$ mm.**					**Flügelpaar 7. Wölbungstiefe $T = 30{,}0$ mm.**				
—8	—0,007	0,227	0,051	—	—	—10⁰ —0,014	0,308	0,095	—	—	— 9⁰ — 0,010	0,352	0,124	—	—
—4	+0,022	0,225	0,051	—	—	— 7⁰ + 0,012	0,285	0,089	—	—	—4,5⁰ 0,019	0,344	0,118	—	—
						0,032	0,301	0,091							
0	0,128	0,213	0,046	0,130	0,046	0,177	0,280	0,078	0,175	0,078	0,100	0,332	0,110	0,110	0,112
3	0,270	0,222	0,050	0,275	0,050	0,369	0,287	0,082	0,380	0,081	0,307	0,318	0,101	0,29	0,103
6	0,436	0,253	0,064	0,435	0,065	0,558	0,313	0,098	0,550	0,096	0,523	0,340	0,115	0,520	0,114
9	0,595	0,300	0,090	0,590	0,092	0,748	0,356	0,127	0,740	0,124	0,738	0,373	0,139	0,740	0,141
12	0,754	0,350	0,123	0,750	0,122	0,928	0,408	0,167	0,920	0,166	0,958	0,422	0,178	0,950	0,178
16	0,958	0,419	0,176	0,970	0,176	1,160	0,480	0,231	1,140	0,227	1,180	0,494	0,244	1,185	0,248
20	1,185	0,495	0,245	1,180	0,245	1,353	0,551	0,304	1,390	0,303	1,440	0,582	0,339	1,440	0,336
25	1,375	0,581	0,337	1,390	0,342	1,563	0,639	0,408	1,560	0,417	1,600	0,659	0,433	1,610	0,440
30	1,575	0,685	0,468	1,590	0,465	1,760	0,727	0,528	1,760	0,532	1,783	0,744	0,553	1,790	0,555
35	1,715	0,775	0,600	—	—	1,980	0,818	0,670	—	—	1,940	0,827	0,683	—	—
40	1,603	0,858	0,737	—	—	1,910	0,894	0,799	—	—	2,010	0,920	0,847	—	—
	Flügelpaar 2. Wölbungstiefe $T = 5{,}0$ mm.					**Flügelpaar 5. Wölbungstiefe $T = 18{,}0$ mm.**					**Flügelpaar 8. Wölbungstiefe $T = 35{,}0$ mm.**				
—8	±0	0,271	0,074	—	—	0,006	0,301	0,090	—	—	— 9⁰ — 0,01	0,364	0,132	—	—
—4	0,030	0,251	0,063	—	—	0,037	0,302	0,092	—	—	— 4,5 + 0,02	0,362	0,131	—	—
0	0,174	0,243	0,059	0,175	0,059	0,163	0,282	0,080	0,165	0,081	0,097	0,344	0,118	0,100	0,121
3	0,342	0,249	0,062	0,340	0,063	0,374	0,291	0,084	0,365	0,086	0,265	0,333	0,111	0,260	0,112
6	0,514	0,280	0,079	0,510	0,078	0,560	0,314	0,098	0,564	0,101	0,477	0,343	0,118	0,495	0,121
9	0,688	0,326	0,106	0,685	0,106	0,743	0,352	0,123	0,740	0,126	0,734	0,378	0,143	0,730	0,144
12	0,853	0,377	0,142	0,850	0,140	0,923	0,403	0,162	0,920	0,164	0,935	0,425	0,180	0,945	0,185
16	1,080	0,445	0,198	1,075	0,198	1,127	0,479	0,229	1,140	0,230	1,225	0,503	0,253	1,210	0,255
20	1,300	0,530	0,281	1,280	0,273	1,380	0,563	0,317	1,390	0,310	1,443	0,582	0,339	1,450	0,342
25	1,478	0,612	0,374	1,480	0,381	1,560	0,652	0,425	1,560	0,422	1,612	0,661	0,437	1,620	0,445
30	1,664	0,719	0,517	1,680	0,515	1,745	0,738	0,544	1,750	0,540	1,805	0,750	0,562	1,810	0,570
35	1,800	0,800	0,640	—	—	1,920	0,822	0,675	—	—	2,010	0,845	0,713	—	—
40	1,715	0,888	0,788	—	—	1,880	0,906	0,820	—	—	2,050	0,928	0,862	—	—
	Flügelpaar 3. Wölbungstiefe $T = 8$ mm.					**Flügelpaar 6. Wölbungstiefe $T = 25{,}0$ mm.**					**Flügelpaar 9. Wölbungstiefe $T = 39{,}5$ mm.**				
—8	0,009	0,274	0,075	—	—	0,008	0,324	0,105	—	—	— 9⁰ — 0,020	0,382	0,146	—	—
—4	0,040	0,272	0,074	—	—	0,035	0,322	0,104	—	—	—4,5⁰ — 0,018	0,375	0,141	—	—
0	0,183	0,255	0,065	0,180	0,066	0,143	0,305	0,093	0,145	0,095	0,083	0,360	0,130	0,090	0,131
3	0,354 0,356	0,265 0,266	0,070 0,071	0,355	0,070	0,337	0,306	0,094	0,330	0,093	0,227	0,339	0,115	0,230	0,121
6	0,534	0,291	0,085	0,535	0,086	0,537	0,326	0,106	0,535	0,107	0,447	0,344	0,118	0,480	0,121
9	0,712	0,335	0,112	0,720	0,115	0,757	0,368	0,135	0,745	0,133	0,648	0,371	0,138	0,730	0,141
12	0,885 0,889	0,388 0,394	0,151 0,156	0,890	0,152	0,941	0,416	0,173	0,945	0,174	0,937	0,424	0,180	0,940	0,181
16	1,101 1,115	0,462 0,466	0,214 0,217	1,110	0,214	1,162	0,496	0,246	1,170	0,241	1,200	0,495	0,245	1,210	0,250
20	1,305	0,541	0,293	1,131	0,287	1,420	0,569	0,324	1,430	0,225	1,465	0,583	0,340	1,470	0,343
25	1,540	0,630	0,397	1,530	0,397	1,570	0,652	0,425	1,570	0,430	1,630	0,659	0,434	1,640	0,443
30	1,755	0,719	0,517	1,740	0,540	1,775	0,733	0,537	1,780	0,548	1,800	0,744	0,553	1,810	0,562
35	1,900	0,811	0,658	—	—	1,935	0,836	0,698	—	—	1,960	0,833	0,694	—	—
40	1,850	0,882	0,778	—	—	1,945	0,907	0,823	—	—	2,010	0,917	0,842	—	—

Übersicht zu Serie XV.

Flügel Nr. der Güte nach geordnet	Druckseitenwölbung T mm	T/B	C max	und dazugehöriges ζ %	p	α_s^0	ζmax	und dazugehöriges C	p	α_s^0	Winkelbereich (α_s^0) mit $\zeta > 68$ %
2	5,0	1/80	6,6	66,0	0,56	7,0	72,0	5,6	0,98	14,5	8,0—21,8=14
3	8,0	1/50	6,3	66,0	0,61	7,0	71,3	5,5	1,01	14,0	8,1—21,0=13
4	15,0	1/27	6,1	66,2	0,67	8,2	71,1	5,3	1,08	14,0	9,6—22,6=13
5	18,0	1/22	5,9	66,5	0,71	8,5	70,7	5,15	1,12	14,5	9,3—21,3=12
1	0	0	6,7	63,3	0,47	7,0	70,5	5,5	0,97	16,0	10,3—21,0=11
6	25	1/16	5,6	65,4	0,75	9,2	70,0	5,0	1,16	15,0	10,9—21,3=10
9	39,5	1/10	5,4	66,0	0,87	11,0	69,7	4,7	1,26	16,5	12,7—21,0= 8
7	30,0	1/13	5,4	65,1	0,80	10,0	69,5	4,9	1,18	15,0	11,8—19,8= 8
8	35,0	1/12	5,2	65,2	0,86	11,0	68,5	4,7	1,23	16,0	14,7—19,0= 4



Parabeln sind durch folgende Angaben vollständig bestimmt:

$AB = 413$ mm (so gewählt, daß die Flügelbreite $B = 400$ mm wird);

$\operatorname{tg} \varepsilon_e = 1{,}3$; ($\varepsilon_e = 52{,}5^0$), $\operatorname{tg} \varepsilon_a = 0{,}32$; ($\varepsilon_a = 17{,}7^0$); $DB = 18$ m, D ist Scheitel der Saugseitenparabel I.

Konstruktion von Brennpunkt und Achse der Parabel ist aus Fig. 9 ersichtlich und soll hier nur kurz angedeutet werden: für die Saugseitenparabel I ist BC die Scheiteltangente. Das Lot in D auf BC gibt die Achse, der Schnittpunkt des Lots in C auf AC mit der Achse gibt den Brennpunkt F_I.

Für die Eintrittsparabel II: der Brennpunkt F_{II} muß, wenn die Krümmung in $D = \varrho$ sein soll, liegen

1. auf dem Kreis über DF_I als Durchmesser,
2. auf dem Kreis um M mit dem Radius MB ($= MD$).

M ist Schnittpunkt des Lots in B auf AB und des Mittellots von BD. Mit Brennpunkt, Tangente und Berührungspunkt derselben vollzieht sich die Konstruktion nach den bekannten Methoden.

Die Druckseiten sind ebenfalls Parabeln. Sie müssen tangieren

1. die Eintrittsparabel II,
2. die Gerade, die in stufenweise gewähltem Abstand (T in Tabelle IV) zur Sehne der Druckseite durch den Punkt der größten Tiefe geht,
3. den Schenkel eines beliebig gewählten, für alle Formen gleichbleibenden Austrittswinkels der Druckseite (s. Fig. 10).

Damit sind die Druckseitenparabeln ebenfalls eindeutig bestimmt.

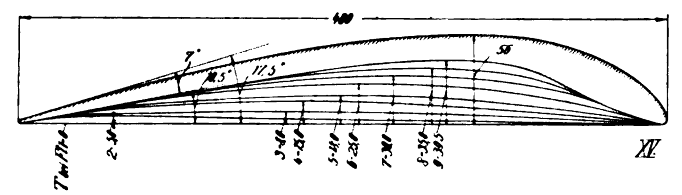


Fig. 10. Profilformen zu Serie XV.

Es möge erspart bleiben, die nicht ganz einfache Konstruktion dieser Parabeln wiederzugeben, zumal es, wie wir sehen werden, auf eine sorgfältige Ausbildung der Druckseite nicht sehr ankommt. Die Abweichungen der Wölbungstiefen von den gewünschten Stufen von je 5 mm rühren vom Verziehen des Flügelblattes her. Die Versuchsflügel sind nämlich einfach verleimte Holzplatten. Die Herstellung und vor allen Dingen die Abänderung ist weit einfacher und billiger als bei Metallflügeln. Sie haben jedoch den Nachteil, daß sie sich bei verschiedenen Luftzuständen etwas verziehen. Etwaige Formänderungen wurden sofort nach Schluß des Versuches mit dem früher geschilderten Aufmeßverfahren festgestellt. Ein Flügelpaar wurde in der Regel innerhalb einer Zeit von ca. 4 Stunden vollständig untersucht.

Wie die Fig. 14 und 16 zeigen, nimmt Schubkraft und Drehmoment einer Schraube im allgemeinen mit wachsender Druckseitenwölbung zu. Die Schubkraft erreicht bei einer bestimmten Wölbung, die vom Anstellwinkel abhängt, ihr Maximum. Das Drehmoment weist auf desgleichen hin. Die Zunahme ist besonders stark für die flachen Wölbungen von $T/B = 0$ bis $1/_{40}$. Die Größe der Zunahme ist vom Anstellwinkel abhängig; von $\alpha_s = 0^0$ bis 10^0 ist sie annähernd proportional dem Anstellwinkel, während bei Anstellwinkeln $> 10^0$ (bis 30^0) die Kräfte annähernd unabhängig von α_s nur mit dem Wölbungsgrad zunehmen.

Die Schubkraftcharakteristik (Flächenausnutzung) ist bei ebener Druckseite

$$\mathfrak{p}_0 = 0{,}94 + 15{,}4 \cdot \sin 1{,}6\, \alpha_s.$$

Sie wächst mit zunehmender Wölbung der Druckseite auf

$$\mathfrak{p} = \mathfrak{p}_0 + (28{,}5 + 2{,}42\, \alpha_s) \cdot T/B, \text{ gültig für } \alpha_s = 0^0 \text{ bis } 10^0$$

und

$$\mathfrak{p} = \mathfrak{p}_0 + 52{,}3 \cdot T/B, \text{ gültig für } \alpha_s = 10^0 \text{ bis } 30^0.$$

Die Drehmomentcharakteristik ist bei einem Wölbungsgrad $T/B = 1/_{40}$ (bzw. $T = 1$ cm),

$$m_1 = 0{,}56 + 0{,}0082\, \alpha_s^{1,8} \text{ gültig für } \alpha_s = 0^0 \text{ bis } 25^0;$$

bei einer Wölbung $T/B < 1/_{40}$ (bzw. $T < 1$ cm) ist

$$m = m_1 - (0{,}14 + 0{,}013\, \alpha_s) \cdot (1 - T), \text{ für } \alpha_s = 0^0 \text{ bis } 25^0.$$

Für ebene Druckseite ($T/B = 0$, $T = 0$) ist also

$$m = m_0 = m_1 - (0{,}14 + 0{,}013 \cdot \alpha_s).$$

Diese Formeln gelten nur für eine Wölbung $T/B < 1/_{40}$. Die Flächenausnutzung läßt sich für den ganzen Bereich von $\alpha_s = 0^0$ bis 25^0 und $T/B = 0$ bis $1/_{10}$ durch die folgende einheitliche, allerdings etwas schwerfälligere Formel ausdrücken:

$$\mathfrak{p} = \mathfrak{p}_0 + 3{,}92\,(1 + 0{,}1\, \alpha_s + 4{,}33 \sin 4{,}5\, \alpha_s) \cdot \frac{T}{B} + 0{,}57 \sin 290 \frac{T}{B}.$$

Die Abhängigkeit der Schubkraftzunahme vom Anstellwinkel ist hier durch eine Sinuslinie mit einer zur Horizontalen geneigten Geraden dargestellt; der Faktor von T/B des zweiten Gliedes gibt die Neigung der letzteren in Abhängigkeit von α_s an.

Das Drehmoment wächst von einem Wölbungsgrad $T/B = 1/_{40}$ ab mit zunehmender Wölbung annähernd unabhängig von α_s; es ist für $T/B > 1/_{40}$ bzw. $T > 1$ cm.

$$m = m_1 + 0{,}093\,(T - 1), \text{ gültig für } \alpha_s = 3^0 \text{ bis } 25^0.$$

Die verhältnismäßig einfachen Formeln für das Drehmoment liefern für die beiden Bereiche des Wölbungsgrades Werte, die mit den gemessenen gut übereinstimmen; wir verzichteten deshalb darauf, auch für das Drehmoment entsprechend der Formel für die Flächenausnutzung eine einheitliche Formel aufzusuchen.

Die Schubkraft erreicht, wie oben erwähnt, nach Fig. 14 bei einer gewissen Wölbung der Druckseite und veränderlicher Neigung ein Maximum, und zwar bei kleinen Anstellwinkeln unter 3^0 bei einem Wölbungsgrad von $T/B = 1/_{40}$ bis $1/_{35}$, bei größeren Anstellwinkeln erst mit größerer Wölbung; bei $\alpha_s = 10^0$ z. B. wird der Höchstwert von $\mathfrak{p}$ mit einem Wölbungsgrad von $1/_{27}$ erreicht. Er bleibt bei noch größerer Wölbung derselbe. Auch bei den in der Praxis üblichsten größten Anstellwinkeln läßt sich mit $T/B > 1/_{15}$ keine wesentliche Erhöhung der Schubkraft erzielen. Die Drehmomente dagegen nehmen im ganzen Meßbereiche zu oder bleiben, wenn sie mit einer bestimmten Wölbung das Maximum erreicht haben, mit noch größer werdender Wölbung konstant. Bei ganz flachen Anstellwinkeln verursacht starke Wölbung auffallenderweise ein höheres Drehmoment als bei größeren. Das ist wohl auf Wirbelbildung auf der Druckseite zurückzuführen. Es bilden sich hier Wirbel, die natürlich die Schubkraft vermindern und das Drehmoment vermehren. Bei größeren Anstellwinkeln verschwinden diese Wirbel und damit auch das Abnehmen der Schubkraft.

An Hand statischer Druckmessungen[1]) über die Flügelfläche läßt sich der eigentümliche Verlauf unserer Diagramme erklären. Fuhrmann hat an einem Schraubenmodell von 400 mm Durchm. die Druckverteilungen über die Flügelfläche bei einer Anzahl von Querschnitten gemessen und die Drücke über den einzelnen Querschnitten aufgetragen. Er findet, allerdings in der Nähe der Flügelspitzen, wo die Strömung sehr unregelmäßig ist, noch bei einem Anstellwinkel von ca. 17^0 am hinteren Ende der ebenen Druckseite Unterdruck,

[1]) Dr. Fuhrmann, Gött. Mod. Versuchsanstalt, Zeitschrift f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1913; Eiffel, Résistance de l'air et le vol.; Tafel XII u. XIII.

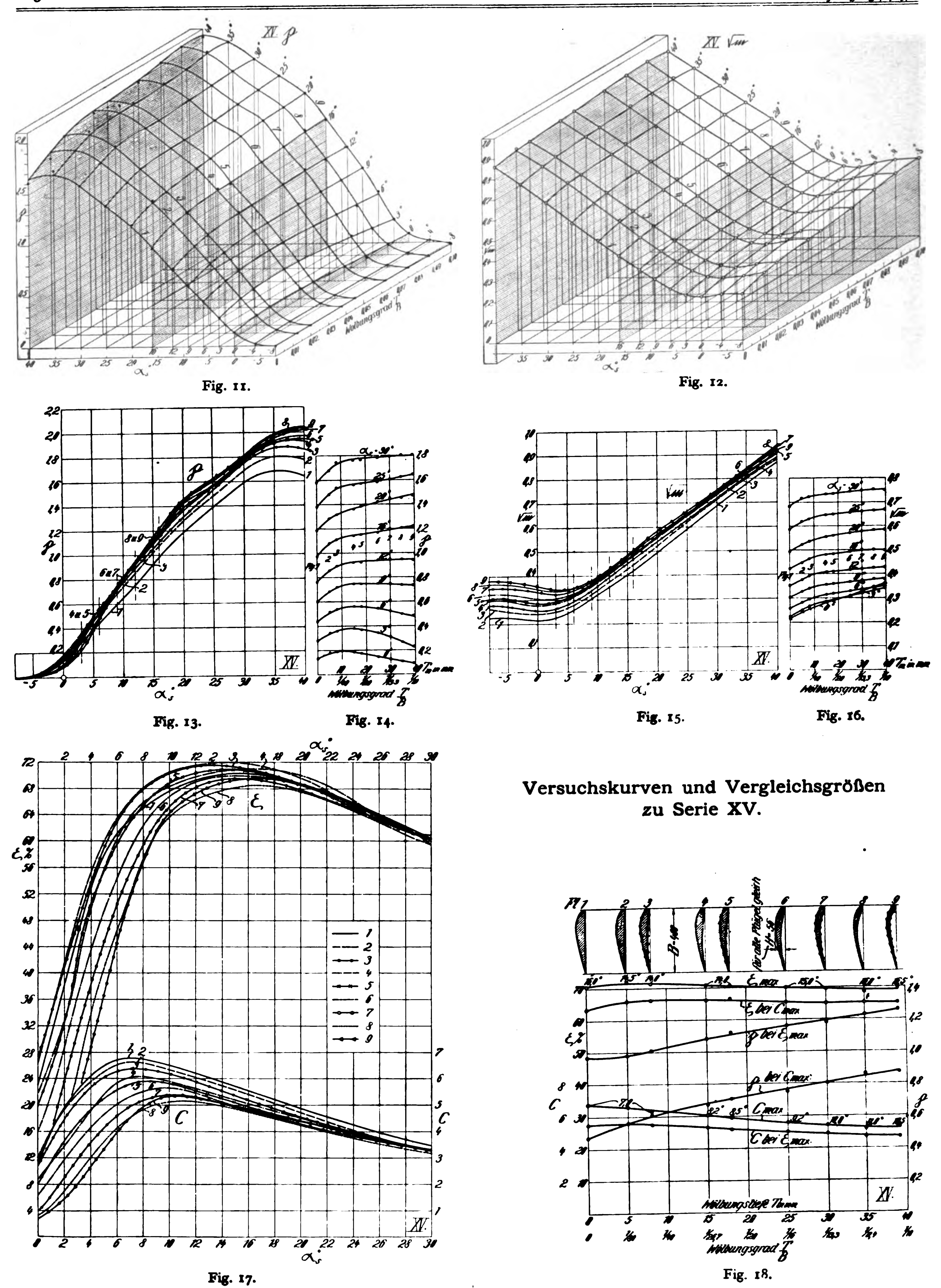


Fig. 11.

Fig. 12.

Fig. 13. Fig. 14.

Fig. 15. Fig. 16.

Fig. 17.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XV.

Fig. 18.

der erst bei 23^0 verschwindet. Eiffel hat im Windkanal an einer großen Anzahl verschieden gestalteter, vom Wind geradlinig getroffener, feststehender Flügel die Druckverteilung über die Flügelfläche gemessen. Die relative Größe unserer Schubkraft- und Drehmomentmessungen entspricht sehr gut den dort gemessenen Drücken. Auffallend stark vermindert eine tiefe Wölbung der Druckseite in der Nähe der Eintrittskante den Überdruck auf der Druckseite und mithin die Güte des Flügels. Es ist übrigens nicht zu vergessen, daß diese Erscheinung sehr von der Form der Saugseite beeinflußt wird.

Bei kreisförmig profilierter Saugseite mit spitzer Eintrittskante z. B. nimmt nach früheren Versuchen[1]) die Schubkraft bis zu einem Wölbungsgrad der Druckseite $T/B = 1/_{12}$ ungefähr proportional mit diesem zu. Vgl. auch dazu die Eiffelschen Druckmessungen (Tafel X und XI und IV—VII).

Die Gesamtwirkung des Schraubenflügels setzt sich ja zusammen aus der Saugwirkung der Saugseite und der Druckwirkung der Druckseite, und nach einer Anzahl der Eiffelschen Druckmessungen wächst das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand (bei der Schraube entspricht dieses Verhältnis der Kraftausnutzung C) ungefähr proportional mit dem Verhältnis des durchschnittlichen Unterdruckes auf der Saugseite zum Überdruck auf der Druckseite. Dieses Verhältnis ist auffallend klein, also ungünstig für solche Flächen, die auf der Druckseite teilweise Saugwirkung aufweisen. Demnach wäre anzustreben, durch entsprechende Formgebung des Flügelprofils den Unterdruck auf der Saugseite möglichst groß, den Überdruck auf der Druckseite dagegen möglichst klein zu machen, jedoch ohne daß an einzelnen Stellen auf der Druckseite Saugwirkung auftritt. Es wäre also der Flügel der günstigste, bei dem die ganze Schubkraft von der Saugseite allein erzeugt wird.

Für die untersuchten Formen muß das Maximum der Kraftausnutzung, da dasselbe Verhältnis von Saugwirkung der Saugseite zur Druckwirkung der Druckseite für jede Druckseitenwölbung bei einem andern Anstellwinkel liegt, ebenfalls bei verschiedenen Anstellwinkeln liegen. In der Tat wandert das C_{max}, wie Fig. 18 zeigt, von $\alpha_s = 7^0$ bei der ebenen Druckseite (Flügel 1) allmählich nach $\alpha_s = 11^0$ bei den stärkst gewölbten Formen (Flügel 8 und 9) (die zu C_{max} gehörigen Anstellwinkel sind in Zahlen beigeschrieben).

Bei diesen Winkeln verschwindet offenbar gerade der Unterdruck auf der Druckseite, und das Verhältnis von Saugwirkung zu Druckwirkung hat hier sein Maximum. Mit größerem Anstellwinkel wird wegen des zunehmenden Druckes auf der Druckseite dieses Verhältnis kleiner, und mithin fällt auch die Kraftausnutzung.

Die Messungen des statischen Druckes über dem Flügelquerschnitt geben einen vorzüglichen Einblick in den Verlauf der Strömung um das Profil und lassen leicht erkennen, in welcher Hinsicht Verbesserungen zu erzielen sind.

Zu dem Maximum von C und ζ, das in Fig. 18 je als Funktion von der Wölbungstiefe bzw. des Wölbungsgrades der Druckseite aufgetragen ist, ist besonders zu bemerken, daß das Maximum des Gütegrades ζ von der Wölbung der Druckseite nur wenig beeinflußt wird. So bewirkt die kleine Wölbung $T/B = 1/_{80}$ eine Erhöhung um ca. 2% gegen die ebene Druckseite. Mit stärkerer Wölbung nimmt die ζ_{max}-Kurve wieder ab, jedoch nur wenig. Die sehr verschiedene Wölbung in den Grenzen von $T/B = 1/_{10}$ bis $1/_{80}$ verursacht eine Änderung von ζ_{max} um nur 3%.

Man darf nicht annehmen, daß bei jedem Flügel durch leichte Wölbung der Druckseite eine Erhöhung von ζ erzielt werden kann, sondern wir wissen aus früheren Versuchen, daß wahrscheinlich für einen Flügel mit bestimmtem Umriß das Optimum des Gütegrades auch bei ebener Druckseite durch starke Wölbung der Saugseite erreicht werden kann, daß dann bei dieser günstigsten Wölbung der Saugseite mit gleichzeitiger Wölbung der Druckseite der Gütegrad abnimmt. Je mehr aber die Saugseitenwölbung unter der günstigsten liegt, um so mehr muß die Druckseite gewölbt werden, um den höchst erreichbaren Gütegrad zu erzielen.

[1]) a. a. O. 1911/12 S. 2.

Größer ist der Einfluß der Druckseitenwölbung auf die Kraftausnutzung. Diese fällt von der ebenen Form bis zur größten Wölbung von $C_{max} = 6{,}8$ auf 5,1, also um rd. 25%.

Die zu ζ_{max} gehörige Flächenausnutzung nimmt dementsprechend von 0,95 auf 1,25 ungefähr linear mit der Wölbung zu.

Ein Vergleich mit Versuchen über den Einfluß der Saugseite zeigt, daß diese den Gütegrad und die Kraftausnutzung weit stärker beeinflußt als die Druckseite. Auch Kutta[1]) findet bei seinen Zirkulationsströmungen den Einfluß der Saugseite dem der Druckseite gegenüber bedeutend überwiegend. Er sucht die Gesamtwirkung einer Sichel (mit endlicher Dicke) durch die eines einzigen Kreisbogens zu ersetzen, der die Mittellinien der spitzen Winkel der Sichel tangiert; er findet jedoch, daß die Wirkung dieses Kreisbogens geringer ist als die der Sichel.

Folgerungen: Die Formgebung der Druckseite beeinflußt den Gütegrad nur sehr wenig, vorausgesetzt, daß die Saugseite eine günstige (starke) Wölbung besitzt. Der Einfluß auf Flächenausnutzung und infolgedessen auf Kraftausnutzung ist etwas größer. Eine günstige Saugseite erfordert aber bei ebener Druckseite eine sehr starke Wölbung ($H/B = 1/_6 - 1/_7$) und mithin bei der in der Praxis allgemein üblichen Herstellung aus Holz eine große Dicke, die meist wegen der Zentrifugalkraft unzulässig ist. Bei geringerer Drehzahl jedoch und wo es nicht sehr auf Gewichtsersparnis ankommt, ist eine starke Wölbung der Saugseite (bis $1/_7\, B$) bei ebener Druckseite hinsichtlich des Gütegrades günstig; außerdem erleichtert die ebene Druckseite eine präzise Herstellung der Schraube, und schließlich ist der dicke, ebene Flügel widerstandsfähiger gegen Verziehen als der dünne, auch auf der Druckseite gewölbte Flügel, ein Gesichtspunkt, der für die Praxis nicht unwichtig ist.

In den meisten Fällen ist man jedoch gezwungen, das Flügelblatt wegen der Beanspruchung durch Zentrifugalkraft nach außen hin dünner zu machen. In diesem Falle dürften Wölbungsgrade von $1/_{10}$ bis $1/_{15}$ für die Saugseite und $1/_{60}$ bis $1/_{40}$ für die Druckseite günstige und praktisch brauchbare Profile liefern.

VIII. Einfluß der Saugseitenwölbung bei ebener Druckseite.

(Serie IV.)

Die bereits veröffentlichte Serie IV[2]) zeigt bei ebener Druckseite den Einfluß einer verschieden starken Wölbung der Saugseite. Für letztere ist die geometrisch einfachste Form, ein Kreisbogen, gewählt. Ein- und Austrittskante sind scharf (derartige Profile finden vielfach bei Schiffsschrauben Verwendung). Das Profil ist wieder über den ganzen Radius gleich. Der Umriß des Flügelblattes ist: $R_i = 795$ mm, $R_a = 1795$ mm, $B = 400$ mm ($B/R = 1/4{,}5$).

In dieser Arbeit sollen jedoch nur neuere, noch nicht veröffentlichte Versuchsserien aufgenommen werden.

Der Einfluß der Saugseitenwölbung auf Schubkraft und Drehmoment wird hier nur analytisch angegeben[3]). Bei der kleinsten Wölbung $H/B = 0{,}03$ (aus Herstellungs- und Festigkeitsrücksichten konnte die Wölbung nicht kleiner gemacht werden) ist die Schubkraftcharakteristik

$$\mathfrak{p}_0 = 9{,}4 \cdot \sin 2\alpha_s - 0{,}33,$$

die Drehmomentcharakteristik

$$\mathfrak{m}_0 = 0{,}0059 \cdot \alpha_s^{1,9} - 0{,}041.$$

Mit zunehmender Saugseitenwölbung nehmen diese zu um:

$$\Delta\,\mathfrak{p} = (13{,}9 + 0{,}033\,\alpha_s + 4{,}9 \cdot \sin 12\,\alpha_s)\ H/B$$

und $$\Delta\,\mathfrak{m} = (1{,}96 + 0{,}13 + 1{,}63 \cdot \sin 10\,\alpha_s) \cdot H/B.$$

[1]) W. M. Kutta, Über ebene Zirkulationsströmungen, Sitzungsberichte der mathematisch-physikalischen Klasse der K. B. Akademie der Wissenschaften zu München.

[2]) a. a. O. 1911, H. 11, S. 149.

[3]) Die frühere Darstellungsweise ist von der hier üblichen etwas verschieden; $\mathfrak{P}$ und $\mathfrak{M}$, welche dort Schubkraft und Drehmoment charakterisieren, sind noch vom Radius abhängig.

Diese Formeln gelten für $\alpha_s = 0^0$ bis 25^0 und $H/B = 0{,}03$ bis 0,15. Für beliebige Wölbung der Saugseite innerhalb der angegebenen Grenzen ist dann:

$$\mathfrak{p} = \mathfrak{p}_0 + \Delta\mathfrak{p}$$

und

$$\mathfrak{m} = \mathfrak{m}_0 + \Delta\mathfrak{m}.$$

Schubkraft und Drehmoment nehmen also ungefähr proportional mit dem Wölbungsgrad der Saugseite zu. Die Größe der Zunahme ist sehr vom Anstellwinkel abhängig, wie der Faktor von H/B ausdrückt; dieser erreicht sein Maximum für $\Delta\mathfrak{p}$ bei $\alpha_s \cong 7{,}5^0$, für $\Delta\mathfrak{m}$ bei $\alpha_s = 9^0$. Bei größerem Anstellwinkel wird die Größe des Einflusses wieder geringer. Hinsichtlich des Gütegrades ist eine starke Wölbung der Saugseite bei ebener Druckseite durchaus günstig. Er wächst annähernd gleichmäßig mit der Wölbung der Saugseite bis zu einem Wölbungsgrad von $H/B = 0{,}15$ (= 1/6,7), bei dem anscheinend das Maximum erreicht ist. Der Gewinn der flachsten Form gegenüber beträgt hier ca. 6%, ist also bedeutend größer als bei verschiedener Druckseitenwölbung und gleichbleibender Saugseite[1]).

IX. Gleichzeitige Wölbung von Saugseite und Druckseite. (Serie XIII.)

Nachdem wir mit der Serie XV, S. 54, den Einfluß verschiedener Druckseitenwölbung bei gleichbleibender Saugseite, dann mit Serie IV, S. 57, den Einfluß verschiedener Saugseitenwölbung bei gleichbleibender (ebener) Druckseite

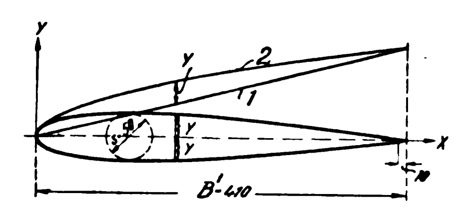


Fig. 19. Geom. Bestimmung der Profilform zu Serie XIII.

kennen gelernt haben, soll mit dieser Serie der Einfluß von gleichzeitiger Wölbung der Saug- und Druckseite untersucht werden. Saugseite und Druckseite des Profils wird über den ganzen Radius, hier durch den gleichen geometrisch sehr einfach bestimmten[2]) Parabelbogen, gebildet. Die Konstruktion des Profils ist aus Fig. 19 ersichtlich. y ist dabei die Differenz der Ordinaten einer gemeinen Parabel, $y_2 = k\sqrt{B'x}$ und einer Geraden $y_1 = kx$:

$$y = y_2 - y_1 = k \cdot B'\left(\sqrt{\frac{x}{B'}} - \frac{x}{B'}\right).$$

Darin bedeutet B' die Profilbreite in mm, x den Abstand von der Vorderkante in mm und k die Richtungskonstante der Geraden. Durch verschiedenes k kann die Dicke des Profils beliebig variiert werden.

k hängt in einfacher Weise[1]) mit den Hauptdimensionen des Profils, der größten Dicke S und der Breite B' zusammen. Es ist $k = 2 \cdot S : B'$. Es ist $S = 50$ mm und $B' = 410$ mm gewählt. Die dabei entstehende scharfe Schneide an der Austrittskante wird nachträglich um 10 mm verkürzt, um die für Holzflügel praktisch erforderliche Kantenrundung zu erhalten. Wir wissen ja auch aus früheren Versuchen[2]), daß diese kleine Abrundung die Versuchsresultate verschwindend wenig beeinflußt.

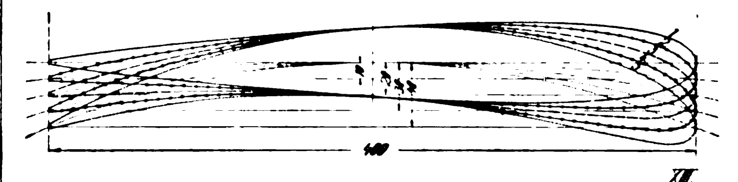


Fig. 20. Profilformen zu Serie XIII.

Für die Formen 1, 2, 3, 4, 5 (Fig. 20) sind die Ordinaten y nach beiden Seiten von Kreisbogen mit den Wölbungspfeilen

$T_m =$	0	10	20	30	40 mm
$T_m/B =$	0	1/40	1/20	1/13,3	1/10

aufgetragen. Das geschah der Einfachheit halber nicht auf den Radien, sondern auf den zur Sehne des Kreisbogens senkrecht stehenden Ordinaten.

Der Radius der Kreisbogen ergibt sich aus

$$R_m = \frac{B}{2} \cdot \left(\frac{B}{4\,T_m} + \frac{T_m}{B}\right),$$

worin B die Sehnenlänge des Kreisbogens und T_m dessen Wölbungspfeil bedeutet. Der Umriß des Flügelblattes ist

$$R_i = 200,\quad R_a = 1500,\quad B = 400\text{ mm}.$$

Für die Form 1 ist wegen der nach außen gewölbten Druckseite des Profils der übliche Anstellwinkel nicht festgelegt. Wir können jedoch nach ähnlichen Versuchen mit genügender Genauigkeit annehmen, daß der Winkel, auf die durch die Hinterkante des Flügels gehende Gerade bezogen, die mit der ebenen Mittellinie des Profils einen Winkel von $5{,}5^0$ bildet, dem sonst üblichen Anstellwinkel entspricht[3]).

[1]) Die absolute Größe des Gütegrades ist bei dem größeren Innendurchmesser ($R_i = 795$ mm) um ca. 5% geringer als bei demselben Profil und $R_i = 200$ mm.

[2]) Bendemann, Geometrisch bestimmte Flügelformen, Zeitschrift f. Flugt. u. Motorl. 1912, H. 3, S. 47. Eine von Professor Prandtl auf der Sitzung der Wiss. Ges. f. Flugt. in Göttingen vorgeschlagene Form $y = a \cdot \frac{x^n}{l}\left(\frac{l-x}{l_1}\right)^m$ liefert mit den einfachen Exponenten $m = 1/2$ und $n = 1$ annähernd dieselbe Form, mit dem kleinen Unterschied, daß die größte Dicke des Profils mehr von der Eintrittskante wegrückt, außerdem die Austrittskante etwas schlanker wird. Ersteres ist nach unseren Erfahrungen hinsichtlich des Gütegrads, letzteres wegen ungenügender Steifigkeit der hinteren Flügelspitze nicht erwünscht. Mit gebrochenen Exponenten ließe sich natürlich jede gewünschte Form erzielen.

[1]) Die Lage der größten Dicke des Profils ergibt sich aus $dy/dx = 0$ zu: $x = 1/4\,B'$ für $y_{max} = S/2$; setzen wir $x = 1/4\,B'$ in die Gleichung für y ein, so erhalten wir mit $y = S/2$ die Richtungskonstante $k = 2\,S/B'$.

[2]) a. a. O. 1911 H. 19, S. 248.

[3]) Die Mittellinie wurde mit Hilfe einer Schablone, die eine zu dieser genau parallele Fläche besitzt, auf welche die Winkellibelle aufgelegt werden konnte, unter einen bestimmten Winkel zur Drehebene eingestellt. Dieser Winkel, vermindert um $5{,}5^0$, wurde dann für die Auftragung der Versuchswerte als Anstellwinkel angenommen.

Tabelle V.

Übersicht zu Serie XIII.

Flügel Nr. der Güte nach geordnet	Wölbungstiefe d. Mittell. T_m mm	Wölbungstiefe d. Drucks. T mm	T_m/B	C_{max} und zugehöriges					ζ_{max} und zugehöriges					Winkelbereich (α_s^0) mit $\zeta > 68$ %
					ζ %	$\mathfrak{p}$	α_s^0	ϑ^0		C	$\mathfrak{p}$	α_s^0	ϑ^0	
2	10	3,5	1/40	7,8	66,3	0,41	5,0	+ 11,0	72,0	6,6	0,72	11,0	+ 16,5	5,7 — 21,0 ≅ 15
4	30	16,5	1/13,3	8,1	67,8	0,40	2,0	+ 2,5	71,3	7,2	0,59	6,0	+ 8,5	2,1 — 17,0 ≅ 15
3	20	8,5	1/20	7,7	63,7	0,37	3,0	— 5,0	70,2	6,2	0,76	11,5	+ 3,0	5,9 — 19,1 ≅ 13
5	40	25,0	1/10	6,2	65,9	0,63	4,5	— 11,5	70,4	5,6	0,94	10,0	— 7,5	5,9 — 15,4 ≅ 10
1	0	konvex	0	7,1	60,7	0,38	5,5	— 13,5	68,8	6,3	0,69	11,0	— 8,0	8,8 — 13,7 ≅ 5

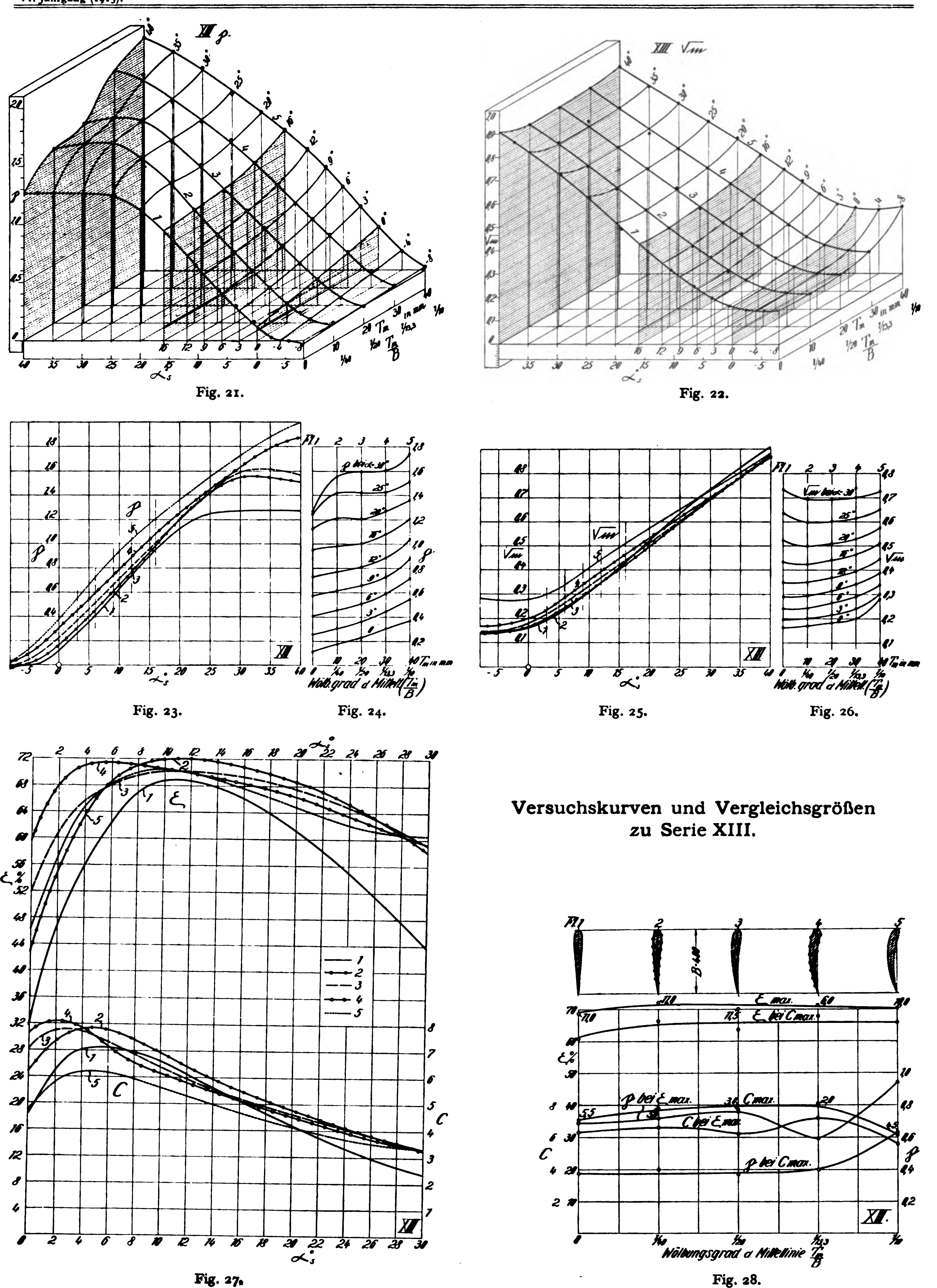


Fig. 21. Fig. 22.

Fig. 23. Fig. 24. Fig. 25. Fig. 26.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XIII.

Fig. 27. Fig. 28.

p wurde natürlich = 0, wenn die Mittellinie des Querschnittes mit der Drehebene den Winkel 0 bildet.

Während bei alleiniger Wölbung der Druckseite (Serie XV) die Schubkräfte bei kleinen Anstellwinkeln schon mit einer geringen Wölbungstiefe ihr Maximum erreicht haben, wachsen hier bei gleichzeitiger Wölbung von Saug- und Druckseite die Schubkräfte durchweg mit zunehmender Wölbung und weisen in dem untersuchten Bereich bei keinem Anstellwinkel auf ein Maximum hin (Fig. 24). Dies rührt von der starken Wirkung der Saugseite her. Nach Serie IV war nämlich die Zunahme der Kräfte bei ebener Druckseite annähernd proportional dem Wölbungsgrad der Saugseite, aber nur bis zu einem Werte von $H/B = 1/_6$. Das Anwachsen von Schubkraft und Drehmoment ist auch hier stark vom Anstellwinkel abhängig. Bei kleinen Anstellwinkeln ist nämlich die Zunahme stärker als bei großen. Auffallend stark nehmen Schubkraft und Drehmoment von Flügelform 4 bis 5 zu (Fig. 24 u. 26). Wir verzichteten darauf, die Zunahme von Schubkraft und Drehmoment mit zunehmender Wölbung analytisch auszudrücken, da bei den erheblichen Unstetigkeiten übersichtliche Formeln nur eine rohe Annäherung geben könnten.

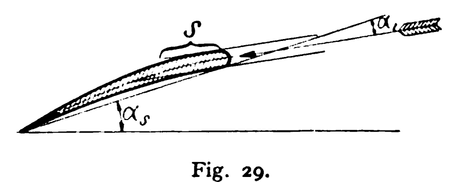


Fig. 29.

Diese Serie gibt außerdem über einen Gesichtspunkt Aufschluß, den man bei der Formgebung von Flügelquerschnitten vielfach angewandt findet[1]), nämlich über die Form des Flügels an der Eintrittskante. Es liegt die Vermutung nahe, daß bei einem guten Profil der Spaltungspunkt der Stromfäden am vordersten Punkt des Profils liegen muß, und daß ferner, um einen stoßfreien Eintritt der Stromfäden zu erreichen, die Tangenten an die äußersten Elemente des Flügeleintritts möglichst in die Richtung der eintretenden Stromfäden fallen müssen, so daß diese an der Vorderkante ohne wesentliche Richtungsänderung geteilt und dann erst durch die gekrümmten Arbeitsflächen abgelenkt werden. Diesen Gesichtspunkt hat z. B. Dornier der Konstruktion der Zeppelinschrauben zugrunde gelegt. Diese Anschauung führt ungefähr zum obenstehenden Profil der Fig. 29. Die starke Abrundung an der Eintrittskante ist nach eingehenden Versuchen[2]) für die Schraubenwirkung günstig. Der an diese Eintrittsrundung sich anschließende flache Übergang auf der Saugseite (S in Fig. 29) verursacht jedoch starke Wirbel und mithin große Energieverluste. Die Stromfäden erfahren hier, wie

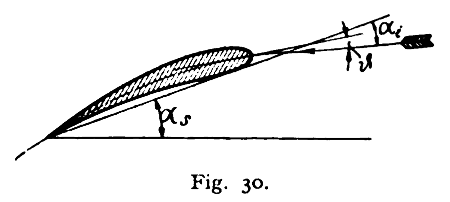


Fig. 30.

Kutta nachweist, eine starke Beschleunigung. Da sich die Profilformen der stark gekrümmten Bahn der Stromfäden an dieser Stelle anschmiegen sollen, muß ein günstiges Profil an Stelle des flachen Bogens S einen starken Krümmungsbogen erhalten. Daß auch die Tangenten an die äußeren Elemente der Eintrittskante in die Richtung der eintretenden Flüssigkeit fallen sollen, ist nach dieser Versuchsserie ganz unwesentlich. Wenn nämlich dies der Fall wäre, würde das Maximum der Kraftausnutzung bei den einzelnen Formen dann eintreten, wenn die Tangente an die Mittellinie des Profils am Eintritt in die Richtung der eintretenden Flüssigkeit fällt, d. h. bei einem Anstellwinkel α_s, bei dem $\vartheta = 0$ ist (Fig. 30). In der Tabelle V ist dieser Winkel ϑ für die zu C_{max} und ζ_{max} gehörigen Anstellwinkel eingetragen. Es zeigt jedoch weder die absolute Größe noch die Lage der C_{max} oder ζ_{max} eine Abhängigkeit von diesem Winkel. Mit Berücksichtigung der Ansaugegeschwindigkeit, die im Druckmittelpunkt (ca. $3/4\ R$) schätzungsweise 10% der Umfangsgeschwindigkeit beträgt, weicht obige zu vermutende Bedingung noch stärker von der Wirklichkeit ab. Es hat demnach keine Bedeutung, ob die Eintrittstangente der Mittellinie in die Richtung der Relativströmung fällt. Dieses Beispiel zeigt so recht, daß reine Gefühlsvorstellungen bei den komplizierten Strömungsvorgängen an der Schraube vollständig versagen.

Der Gütegrad wird bei der Form 1 durch geringe Flächenausnutzung herabgedrückt. Für die übrigen Formen ist er annähernd gleich groß (im Mittel 71%). Form 2, 3 und 4 sind auch hinsichtlich Kraftausnutzung ungefähr gleichwertig, während diese bei Form 5 mit $C_{max} = 6{,}2$ mm annähernd 20% unter dem Mittel der übrigen liegt. Die praktische Wölbung der Mittellinie solcher Profile darf also $T_m/B \cong 1/12$ nicht überschreiten.

Bei Form 4 liegt das Maximum von Kraftausnutzung und Gütegrad bei einem auffallend kleinen Anstellwinkel, nämlich bei $\alpha_s = 2^0$ bzw. 6^0, während es sonst in den Grenzen von 4^0 bis 8^0 bzw. 10^0 bis 15^0 liegt. Selbst wenn wir die Ansaugegeschwindigkeit nur zu 5% von der Umfangsgeschwindigkeit annehmen, gibt diese Form die günstigste Kraftausnutzung bei einem Angriffswinkel $\alpha_i = 0$, d. h. wenn die Sehne der Druckseite in die Richtung der eintretenden Flüssigkeit fällt. Diese auffallende Erscheinung darf nicht etwa auf Ungenauigkeit der Versuche zurückgeführt werden, sondern ist, wie Fig. 21, 22 zeigen, eine Eigenschaft des Profils, die nicht ohne Bedeutung ist.

Die Praxis hat nämlich lebhaftes Interesse daran, Profile zu benutzen, die bei verschiedenen Anstellwinkeln (veränderlicher Steigung) günstig wirken; denn bei geringer Drehzahl wird man, um bei vorgeschriebenem Durchmesser und Flügelzahl nicht ungünstig breite Flügel zu erhalten, zu großer Steigung gezwungen sein, während man bei hoher Drehzahl der Schraube geringe Steigung geben muß, um die verfügbare Antriebsleistung nicht zu überschreiten. Mit anderen Worten: Wenn es auf hohe Flächenausnutzung ankommt, ist diejenige Form günstig, die bei hohem Anstellwinkel gute Wirkung ergibt. Ist man dagegen im Durchmesser nicht beschränkt, so wird man diesen möglichst groß wählen, wobei die Schraube kleine Steigung erhält.

X. Variationen des Austrittsspitzenwinkels (ε_a) bei sonst gleichem Profil.

(Serie XIV.)

Auf Grund früherer Versuche können wir dem Winkel an der Austrittskante keine große Bedeutung zuschreiben. Wir haben ihn trotzdem systematisch untersucht, weil er nach einigen Autoren für die Kraftwirkung eines Flügels beinahe allein maßgebend sein soll. Z. B. ist nach Gümbel die Wirkung einer Schraube neben dem Durchmesser lediglich vom Ablenkungswinkel der Flüssigkeit abhängig. Nach dieser Theorie wird der Ablenkungswinkel in der Hauptsache von der Form des hinteren Teils des Querschnitts, des Zuschärfungswinkels, bestimmt.

Rateau[1]) setzt, unter Vernachlässigung der Ansaugegeschwindigkeit, diesen Ablenkungswinkel gleich dem Winkel, den die Halbierende des Austrittsspitzenwinkels mit der Drehebene bildet. Darnach würde die Schubkraft zu 0 werden, wenn dieser Ablenkungswinkel 0 ist (vgl. dazu die Ausführungen auf S. 41). Diese Annahme hat sich nach unseren Versuchen nicht bestätigt. In der folgenden Serie XIV ist ein Profil mit 10 verschiedenen Austrittskantenwinkeln untersucht (Fig. 31). Die Druckseite und die Eintrittsform sind bis zum Punkt der größten Höhe für sämtliche 10 Formen die gleichen. Das Profil ist wieder über den ganzen Radius dasselbe. Der Umriß ist der übliche:

[1]) Dornier, Beitrag z. Berechnung von Luftschrauben 1912; Gümbel, Das Problem des Schraubenpropellers 1913.

[2]) Bendemann, Zeitschr. f. Flugt. u. Mot. 1912, H. 3, S. 44.

[1]) Referat von Schwager, Motorwagen 1910 S. 298.



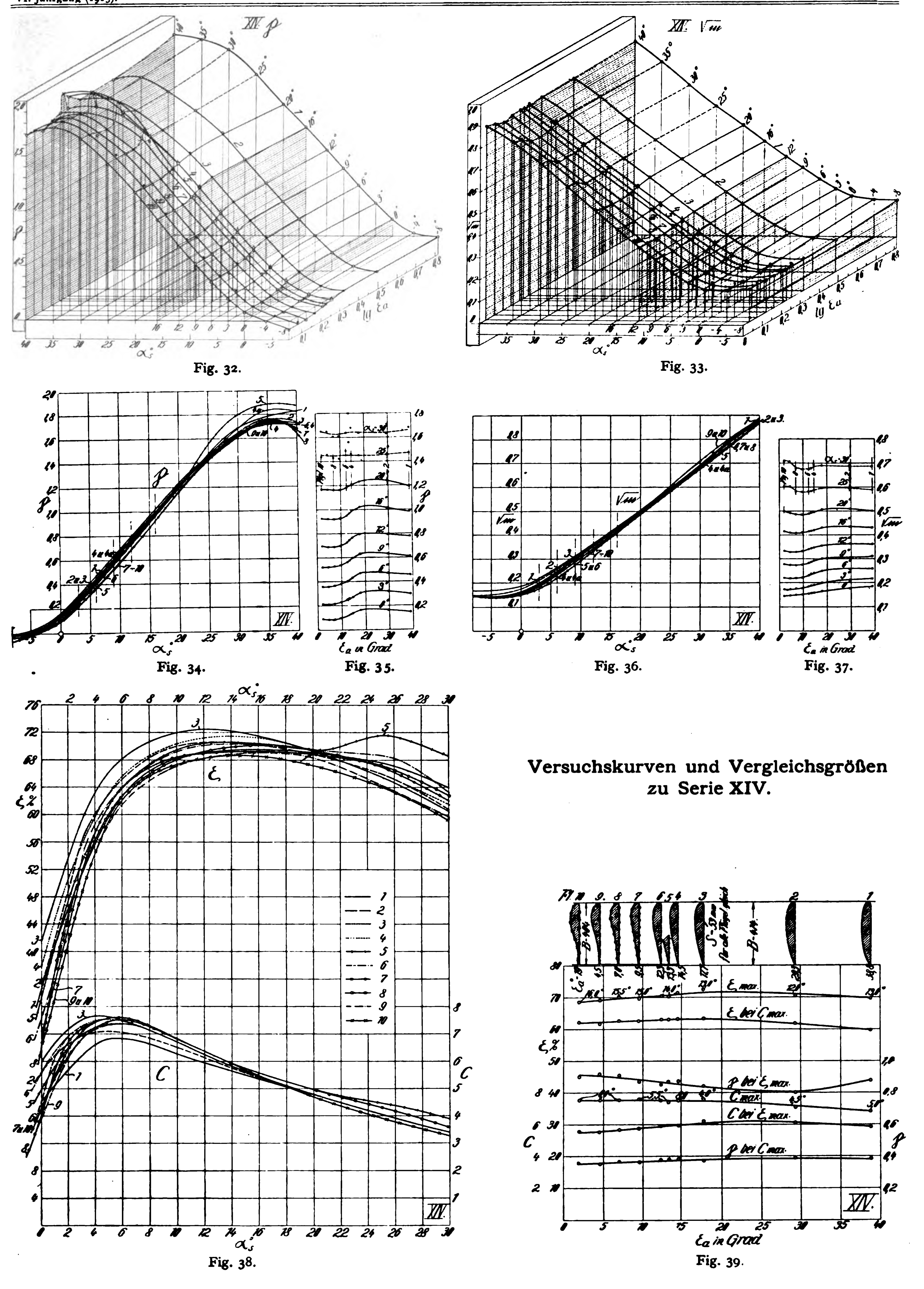


Fig. 32.

Fig. 33.

Fig. 34.

Fig. 35.

Fig. 36.

Fig. 37.

Fig. 38.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XIV.

Fig. 39.

$R_i = 200$, $R_a = 1500$, $B = 400$ mm. Die Ausgangsform 1 wird durch den Bogen einer Ellipse gebildet.

Die kreisförmige Abrundung $\left(\frac{S_e}{2} = {}^1/_{27}\, B\right)$ an der Eintrittskante geht in beliebigem Bogen in die Ellipse auf der Saugseite über. Die größte Höhe des Profils ($H = 1/7{,}5\, B$) liegt rd. $\frac{1}{4} B$ von der Eintrittskante entfernt. Der größte Austrittskantenwinkel, $\varepsilon_a = 40^0$, wird durch Abarbeiten vom Punkt der größten Dicke ab in 10 Stufen (Fig. 31) auf 2^0

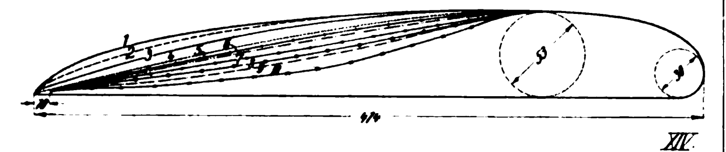


Fig. 31. Profilformen zu Serie XIV.

Mit Ausnahme der besten Form 3, mit $\varepsilon_a = 18^0$, die sich von den übrigen Formen abhebt, ist der Unterschied in C und ζ bei sämtlichen Formen nur ganz gering, trotz der großen Verschiedenheit der Zuschärfung der Austrittskante. Das ist nach den statischen Druckmessungen über den Querschnitt leicht erklärlich. Die Unterdrücke auf der Saugseite sind vorn am größten und verschwinden nach der Austrittskante zu fast vollständig.

Folgerungen: Der praktisch brauchbare Bereich des Saugseitenaustrittswinkels liegt zwischen 10^0 und 20^0. Günstig ist eine Annäherung an die obere Grenze, welche auch die höchste Schubkraft bei günstigster Wirkung liefert. Die schlanke, vielfach angewendete Austrittskante hat, wenn auch die Kraftwirkung nicht viel ungünstiger ist, den Nachteil, daß sie gegen Deformation und Verziehen nicht widerstandsfähig genug ist.

Den hinteren Zuschärfungs-(Austrittskanten-) Winkel der Theorie oder Berechnung der Schraubenwirkung zugrunde zu legen, ist nur insofern berechtigt, als derselbe bei den üblichen normalen Querschnitten mit dem maßgebenderen Verhältnis H/B eng zusammenhängt (für die Sichel- oder Segmentform ist z. B. $\operatorname{tg} \varepsilon_a = 4\, H/B$).

Übersicht zu Serie XIV.

Flügel Nr.	$\operatorname{tg} \varepsilon_a$	$\varepsilon_a{}^0$	C_{max}	und zugehöriges			ζ_{max}	und zugehöriges			Winkelbereich ($\alpha_s{}^0$) mit $\zeta > 68\,\%$
				$\zeta\,\%$	$\mathfrak{p}$	$\alpha_s{}^0$		C	$\mathfrak{p}$	$\alpha_s{}^0$	
3	0,32	17,7	7,6	63,3	0,37	4,0	72,5	6,2	0,85	13,0	5,8—21,6 ≅ 16
4	0,26	14,5	7,5	63,1	0,38	5,0	71,5	5,9	0,88	14,0	7,4—21,7 ≅ 14
2	0,49	29,3	7,1	61,7	0,39	4,5	70,6	6,1	0,80	12,0	7,7—21,8 ≅ 14
5	0,23	13,3	7,4	63,0	0,38	5,5	70,3	5,8	0,87	14,0	8,4—30,6 ≅ 22
6	0,21	12,3	7,5	63,0	0,37	5,5	70,5	5,9	0,85	14,0	8,4—26,3 ≅ 18
7	0,16	9,5	7,6	64,0	0,36	5,5	69,5	5,7	0,87	15,0	8,4—21,6 ≅ 13
8	0,12	7,0	7,5	62.5	0,36	6,0	70,1	5,7	0,91	15,5	10,0—23,4 ≅ 13
1	0,80	38,8	6,8	59,4	0,38	5,0	70,5	5,8	0,88	13,0	9,5—23,7 ≅ 14
9	0,08	4,5	7,5	61,6	0,35	6,0	69,0	5,5	0,92	16,0	11,4—20,5 ≅ 9
10	0,03	1,9	7,5	62,3	0,36	6,0	68,6	5,5	0,90	16,0	11,4—18,1 ≅ 7

verkleinert. Eine weitere Verminderung war wegen ungenügender Festigkeit der Austrittskante ohne besondere Konstruktion nicht möglich. Die Form 7 bildet einen ebenen Übergang von der Stelle der größten Höhe zur Austrittskante. Von da ab (Form 8 bis 10) kehrt die Saugseite der Druckseite die konvexe Wölbung zu. Hier erscheint in der graphischen Darstellung neben α_s der Austrittswinkel ε_a als zweite Variable. Bei den räumlichen Aufzeichnungen wurde des bequemeren Maßstabes wegen $\operatorname{tg} \varepsilon_a$ genommen. Ein Blick auf die Bilder (Fig. 35 bis 37) läßt erkennen, daß die auch im Prinzip sehr stark verschiedenen Saugseitenaustrittsbogen Schubkraft und Drehmoment überraschend wenig, Kraftausnutzung und Gütegrad fast gar nicht beeinflussen.

Vom aerodynamischen Gesichtspunkte aus ist zu beachten, daß der übertrieben große Austrittskantenwinkel der Form 1 ($\varepsilon_a = 40^0$) wegen Wirbelauslösung eine (allerdings nur geringe) Verminderung der Schubkraft, aber auch nur eine kleine Erhöhung des Drehmoments verursacht (vgl. dagegen Gümbels Kritik der Fuhrmannschen Versuche). Die auftretenden Unregelmäßigkeiten bei höheren Anstellwinkeln (Fig. 35 bis 37) fallen in den Bereich der aerodynamischen Unstetigkeiten. Hier trifft meist (namentlich bei Form 5) das Anwachsen von Schubkraft und Drehmoment mit dem Quadrat der Drehzahl nicht mehr zu; die Proportionalitätszahlen haben hier deshalb keine Berechtigung. Bis zu einer Größe von ca. 9^0 ist der Einfluß des Austrittskantenwinkels verschwindend gering. Erst bei $\varepsilon_a = 9^0$ setzt ein mit ε_a ungefähr proportionales Anwachsen von Schubkraft und Drehmoment ein, bis das Maximum bei ca. 20^0 erreicht ist. Bei diesem Austrittskantenwinkel liegt auch ungefähr das Maximum von C und ζ. In dem Bereich von $\varepsilon_a = 20^0$ bis 40^0 ist der Einfluß des Austrittsspitzenwinkels bei sonst gleichem Profil verschwindend gering. Die Zunahme von Schubkraft und Drehmoment ließe sich sehr einfach analytisch als Funktion von ε_a, bzw. $\operatorname{tg} \varepsilon_a$ angeben. Dies ist jedoch unterlassen, weil man in der Praxis damit nicht zahlenmäßig rechnet. Es kommt vielmehr nur auf den qualitativen Einfluß an.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. F. 36569. Wasserflugzeug mit Mittelschwimmer und Seitenschwimmern. Henri Fabre. Marseille. A 23. 5. 13. Frankreich 24. 5. 12. E 25. 5. 15.

77h. S. 38311. Starres Luftschiff mit Einzelzellen. Siemens-Schuckert Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. A 18. 2. 13. E 25. 5. 15.

77h. C. 23017. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit zwei senkrecht zueinander stehenden Flächen. Merrill Elbridge Clark, New York, V. St. A. A 7. 3. 13. E 29. 5. 15.

77h. P. 30576. Radfederung für Flugzeuge. Arthur Pufahl, Spaltenstein b. Fischbach a. Bodensee. A 27. 3. 13. E 6. 6. 15.

46a. F. 37666. Zweitaktverbrennungsmotor mit um eine hohle Mittelwelle herum angeordneten Arbeitszylindern. Wilhelm Froehlich, Wannsee b. Berlin. A 17. 11. 13. E 6. 6. 15.

46a. B. 72196. Verfahren und Vorrichtung zum Zuführen und Zerstäuben des Brennstoffes bei Explosions- und Verbrennungskraftmaschinen. Max Bucherer. Cöln-Lindenthal, Lortzingplatz 13. A 6. 6. 13. E 1. 6. 15.

Patenterteilungen.

77h. 284348. An Luftfahrzeugen anzubringender Fallschirm. Joseph Frank, Kellmünz, Bayern. 26. 3. 14. F. 38529.

77h. 284349. Ein- oder mehrteilige Schelle zur Verbindung des Flugzeugholmes mit den Querrippen. Jakob Lohner & Co., Wien. 29. 7. 13. L. 40094. Österreich 16. 7. 13.

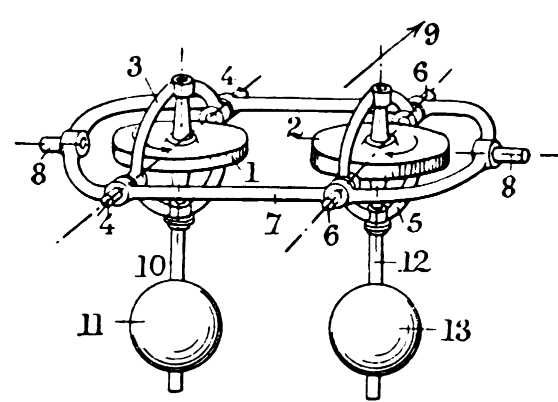
77h. 283990. Flugzeug mit einem Kopf- und einem Schwanzsteuer. Fedor v. Perbandt, Berlin-Friedenau, Rheingaustr. 21. 2. 8. 12. P. 30500.

46 b. 284 131. Mit Ausschnitt und Lappen versehener Hülsenschieber für Rotationsmotoren. Stas-Motor-Gesellschaft m. b. H., Düsseldorf-Oberkassel. 5. 11. 13. St. 19 100.

37 f. 283 878. Drehbare Luftschiffhalle. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Nürnberg. 27. 4. 13. M. 55 549.

Auszüge aus den Patentschriften.

270 424. Vorrichtung zum Stabilisieren von Flugzeugen in der Längsrichtung mit Hilfe zweier entgegengesetzt umlaufender Kreiselpendel. Louis Marmonier in Lyon. Bei der Vorrichtung

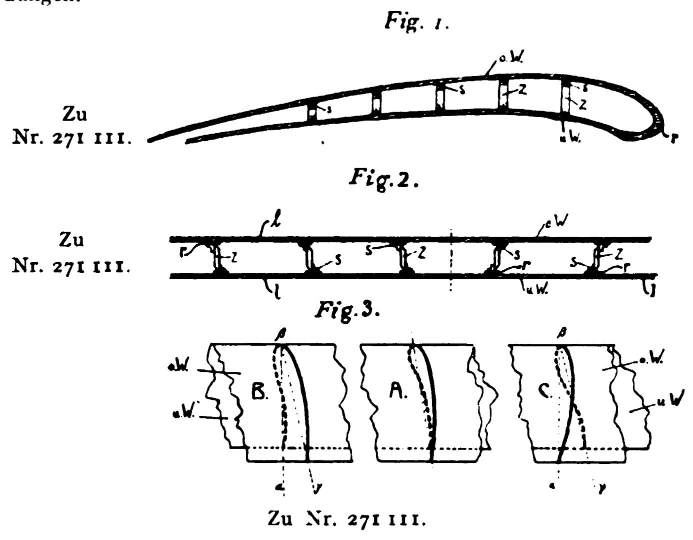


Zu Nr. 270 424.

zum Stabilisieren von Flugzeugen in der Längsrichtung mit Hilfe zweier entgegengesetzt umlaufender Kreiselpendel ist jeder Kreisel 2 für sich in einem von zwei Rahmen 3, 5 gelagert. Diese schwingen mit zur Flugrichtung 9 parallelen Achsen 4, 6 in einem dritten Rahmen 7, dessen Zapfen 8 senkrecht zu den Schwingachsen der ersten Rahmen stehen, und von denen der eine zum Verstellen der Stabilisierungseinrichtung dient.

271 111. Doppelt bespannte Tragfläche, deren Wandungen gegeneinander verschiebbar sind. Heinrich Klingler in Hildesheim. Die Wandungen der Tragfläche sollen in der Querrichtung des Flugzeuges zueinander verschoben werden, wodurch die ganze Fläche, und zwar die eine Hälfte nach oben, die andere nach unten verwunden wird.

Fig. 1 zeigt den Querschnitt,
Fig. 2 den Längsschnitt der Tragfläche und
Fig. 3 die schematische Darstellung der Verschiebung der Wandungen.



Zu Nr. 271 111.

Die Tragfläche besteht aus zwei infolge ihrer Elastizität seitlich verschiebbaren Wandungen. Diese werden getragen durch eine Anzahl Rippen *r*, welche aus Stäben in der Weise gebildet sind, daß diese entsprechend der doppelten Tragflächenwandung in ihrer Mitte umgebogen werden, so daß ihre freien Enden übereinander zu liegen kommen. Oberes und unteres Rippenteil sind durch gelenkige Zwischenstege oder -scheiben *s*, *z* verbunden. Die einzelnen Rippen sind durch Leisten *l* (Fig. 2) miteinander verbunden.

Der Bewegungsmechanismus ist in das Mittelfeld der Tragfläche eingebaut. Er besteht aus zwei Kniehebeln und einer Führungsschiene. Die Kniehebel sind an den Wandungen der Tragfläche wie an der Führungsschiene in Achsen beweglich befestigt und so angeordnet, daß von je einem Hebelpaar eine Stange an der oberen und eine an der unteren Wandung befestigt ist, derart, daß sich die Stangen in der Frontansicht kreuzen. In der Ruhelage bilden die Kniehebel die Form eines Rhombus. Die Führungsschiene ist mit dem durch die untere Tragflächenwandung hindurchgehenden Hebel verbunden; dieser wird entweder direkt mit der Hand oder bei wagerechter Körperlage des Fliegers mittels einer nach dessen Füßen führenden Stange durch Fußbewegungen bewegt.

274 846. Sicherheitsgürtel für Flieger. Jacob Lohner & Co. in Wien. Der Verschluß dieses Sicherheitsgürtels besteht aus einem in der Öffnung richtig abgebogenen Haken und einer Öse, deren Eingriff durch einen den beweglichen Teil des Haken-Ösenverschlusses in der Schlußstellung verriegelnden Verschlußbügel gesichert wird.

In der Zeichnung werden in Fig. 1 die beiden Gurtenden mit den Schließteilen in der Aufsicht gezeigt, während Fig. 2 die Schließteile während des Öffnens zeigt und Fig. 3 den ganzen Gürtel in der Aufsicht darstellt.

Fig. 1.

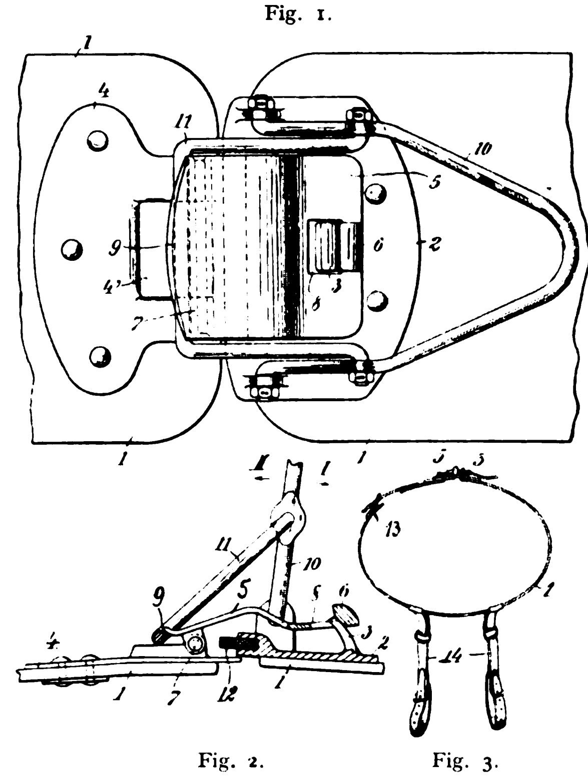


Fig. 2. Fig. 3.

Zu Nr. 274 846.

Das eine Ende des Gürtels 1 trägt eine Platte 2 mit einem in der Öffnungsrichtung abgebogenen Haken 3, während am anderen Gürtelende eine mittels der Platte 4 befestigte Öse 5 drehbar angeordnet ist. Die Öse ist an der mit dem Haken zusammenwirkenden Stelle mit einer Verstärkung 6 versehen, deren Eingriffsfläche entsprechend dem Haken geformt ist. Die Öse, welche um einen Zapfen der Platte 4 drehbar gelagert ist, ist zu einem zweiarmigen Hebel ausgebildet, dessen längerer Arm die Ösenöffnung 8 besitzt, während der andere Arm zu einer kurzen aufgebogenen Zunge 9 geformt ist, die zwischen sich und einer Verstärkung 4′ der Platte 4 einen kleinen Zwischenraum frei läßt. An der den Haken 3 tragenden Platte 2 ist ein Verschlußbügel angeordnet, der in bekannter Art aus einem rahmenförmigen Hebelarm 10 und einem an diesem angelenkten rahmenförmigen Lenker 11 besteht, der mit der Öse zusammenwirkt. Der der Platte 4 zugekehrte Rand der Platte 2 ist zu einem Schlitz ausgebildet, in dem ein Streifen 12 aus elastischem Material, z. B. aus Gummi, eingesetzt ist.

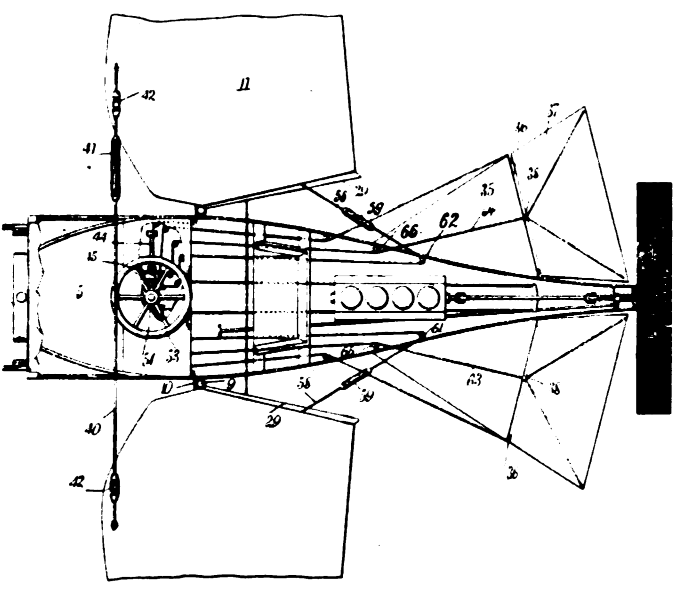
276 109. Flugzeug mit um senkrechte Achsen schwenkbaren Tragflächen, bei deren Verschwenkung gleichzeitig eine Schwanzfläche verstellt wird. Raymond William Garner in Davenport, V. St. A. Die Erfindung betrifft ein Flugzeug mit um senkrechte Achsen schwenkbaren Tragflächen, bei deren Verschwenkung gleichzeitig eine Schwanzfläche verstellt wird. Von den bekannten Flugzeugen dieser Art unterscheidet sich der Erfindungsgegenstand dadurch, daß jeder der beiden Flügel mit je einer auf derselben Seite befindlichen, um eine vom Rumpf nach vorn und unten geneigte

Achse drehbaren Höhensteuerfläche so verbunden ist, daß beim Schwenken eines Flügels nach vorn oder hinten die betreffende Steuerfläche auf- und abwärts verstellt wird.

Durch diese gleichzeitige Einstellung der Tragflächen und der Höhensteuerflächen läßt sich eine sehr wirksame Steuerung auf kleinem Raum bewirken, die noch dadurch unterstützt werden kann, daß an dem Innenrand der Flügel senkrechte Abschlußflächen angebracht werden.

Die Abbildung zeigt einen Grundriß des Flugzeuges mit teilweise entfernter Rumpfverkleidung.

An dem Rumpf 5 des Flugzeuges sitzen senkrechte Stangen 9, um die die Flügel 11 verschwenkt werden können, die durch Muffen 10 an ihnen befestigt sind. Die Flügel werden vorn durch einen mit einer Feder 41 ausgerüsteten Spanndraht 40 zusammengezogen, dessen Spannung durch Spannschlösser 42 geregelt werden kann. Am hinteren Teil der Tragfläche greifen Steuerseile 58 an, in die ebenfalls federnde Glieder 59 eingeschaltet sind. Diese Seile 58 führen über Rollen 61 und 62 zu den Seiltrommeln 45, die mit Kegelrädern ausgerüstet sind, in die ein Kegelrad eingreift, das durch das Steuerrad 53 gedreht werden kann.



Zu Nr. 276 109.

Um die Trommeln 45 sind noch weitere Seile 63 bzw. 64 geschlungen, die über Rollen 65, 66 zu den Streben 38 der auf der entsprechenden Seite des Flugzeuges angeordneten Höhensteuerfläche 37 führen, die um Scharniere 36 der schräg an den Flugzeugrumpf angebauten feststehenden Schwanzfläche 35 geschwenkt werden können.

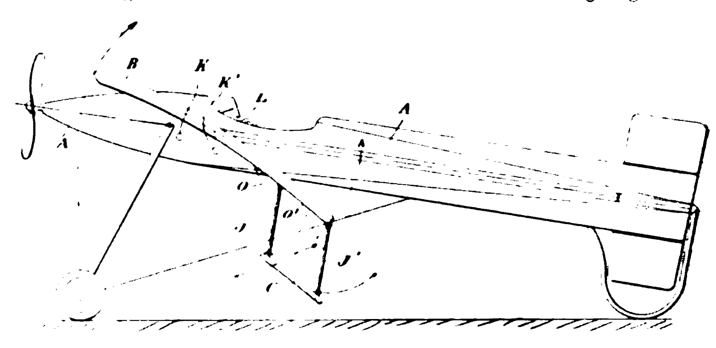
Dadurch daß die Seile für die Höhensteuerflächen und den Flügel einer Seite des Flugzeuges um die gleiche Seiltrommel herumgeführt sind, wird bei der Verstellung des Flügels gleichzeitig und zwangläufig die zugehörige Höhensteuerfläche mit eingestellt. Da ferner beide Seiltrommeln (je eine für jede Seite des Flugzeuges) zwangläufig mit einem gemeinsamen Antriebsrad gekuppelt sind, werden die Steuerwirkungen beider Seiten des Flugzeuges in gegenseitige Abhängigkeit voneinander gebracht.

Wird das Rad 53 im Sinne des Uhrzeigers gedreht, so drehen sich die Seiltrommeln 45 in entgegengesetzter Richtung zueinander. Die Seile 58, 63 und 64 werden auf der einen Seite des Flugzeuges auf-, auf der anderen dagegen abgewickelt. Das rechte Höhensteuer bewegt sich infolgedessen etwas aufwärts und das linke etwas abwärts, während der rechte Flügel vor- und der linke rückwärts geschwenkt wird.

Jeder der beiden Flügel ist mit je einer auf derselben Seite befindlichen, um eine vom Rumpf nach vorn und unten geneigte Achse drehbaren Höhensteuerfläche so verbunden, daß beim Schwenken eines Flügels nach vorn oder hinten die betreffende Steuerfläche auf- oder abwärts verstellt wird.

Am Innenrand der Flügel ist eine lotrechte Abschlußfläche angebracht, die die Steuerwirkung der Flügel beim Schwenken unterstützt.

276 169. Flugzeug mit um quer zur Flugrichtung liegende Achsen schwingbaren Flügeln. Auguste Pierre Biais, Jean Jules Cambou in Bordeaux und Charles Marie Joseph Baillod in Colombes, Seine. Jeder Flügel *B* trägt unterhalb seines rückwärtigen Endes eine Hilfsfläche *C* an Schwingarmen (*J*, *J'*) derart, daß Hilfsfläche, Flügel und Schwingarme *J*, *J'* miteinander ein Parallelogramm bilden. Hierbei werden die Schwingarme durch einstellbare Federn nach vorn gezogen.



Zu Nr. 276 169.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Die Elektrizität von Prof. Dr. L. Graetz. 17. Auflage, Gr.-Okt. 740 S. mit 687 Abbildungen. Verlag Engelhorns Nachf., Stuttgart. Preis geb. M. 9—.

Ein Volk in Waffen von Sven Hedin. Quart, 535 Seiten mit 184 Abbildungen (nach Photographien und Zeichnungen) und einer Karte. Preis geb. M. 10.—.

Feldpostausgabe, Gr.-Okt. 192 S. mit 32 Abbildungen nach Photographien und Zeichnungen. Preis M. 1.—. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig.

Der berühmte Forscher schildert in diesem Werk die »größten Eindrücke seines Lebens«, wie er sie an der deutschen Westfront, als Gast im Hauptquartier des Kaisers, auf den blutgetränkten Schlachtfeldern, in den Schützengräben und Biwaks, in den von unseren siegreichen Truppen besetzten Gebieten Belgiens und Frankreichs im September und Oktober vorigen Jahres erlebt hat. Dieses Buch Hedins ist ein Hohes Lied auf deutsche Tapferkeit und Menschlichkeit, auf deutsche Tatkraft und deutsche Überlegenheit — zugleich eine Jubelouvertüre zu unserem Sieg, von dem kein Deutscher felsenfester überzeugt sein kann als dieser Schwede.

Den Reichtum an Kriegsbildern, den Hedin in diesem Buch an unseren Augen vorübergleiten läßt, bezeichnen folgende 29 Kapitelüberschriften: An die Front, Kriegsbilder auf der Fahrt, Die ersten Lazarette, Im Hauptquartier, Der Kaiser, Zur fünften Armee, Beim Kronprinzen, Ein Tag bei Eclisfontaine, Ein Ausflug nach Dun, Zurück ins Große Hauptquartier, Nach Sedan, Hinter der vierten Armee, Bei der vierten Armee, Ruhige Tage, Nach Belgien, Antwerpen einen Tag nach seinem Fall, Weitere Tage in Antwerpen, Immer noch Antwerpen, Über Gent und Brügge nach Ostende, Die Beschießung von Ostende, Noch ein paar Tage an der Kanalküste, Nach Bapaume, Eine Fahrt an die Front bei Lille, Schützengräben, Allerseelen, Englische Gefangene von Ypern, Lebewohl, Bapaume!, Mein letzter Tag an der Front, Heimwärts.

Die Feldausgabe ist den deutschen Soldaten gewidmet. Das Buch soll sie erfreuen und erheben; es soll ihnen ins Feld gesandt werden und in Ruhepausen des Kampfes, selbst in den Schützengräben bei jedem unserer Helden die Flamme patriotischer Begeisterung immer aufs neue entfachen. Aus dem Inhalte der Feldpostausgabe seien die folgenden Kapitel hervorgehoben: Kriegsbilder auf der Fahrt, Im Hauptquartier, Der Kaiser, Beim Kronprinzen, Im Schrapnellfeuer, Die »Brummer« bei Eclisfontaine, Sturm auf Varennes, Das Feldlazarett in der Kirche von Romagne, Ein Brief an den Kaiser, Die Eisenbahn im Kriege, »Barbarische« Justiz, Der Krieg in der Luft, Deutsches Sanitätswesen im Felde, Die Feldtelephonstation, Am Scherenfernrohr, Feldgottesdienst, »Vandalismus«, Antwerpen einen Tag nach seinem Fall, Löwen, Das Bombardement von Ostende, An der Front bei Lille, Im Schützengraben, Allerseelen, Kronprinz Rupprecht von Bayern, Tommy Atkins in Gefangenschaft, Die englische Lüge usw. Das Buch Sven Hedins: »Ein Volk in Waffen« ist aber nicht nur die politische Tat eines tapferen »Neutralen«, bestimmt, die ausländischen, besonders englischen Lügen zu widerlegen, sondern auch ein literarisches Meisterwerk. Es sollte von jedem Angehörigen eines deutschen Kriegers gelesen werden und ihn stolz machen auf die unvergleichlichen Leistungen unseres Heeres. Aus diesen Gründen kann dieses interessanteste Buch der deutschen Kriegsliteratur allen, die ein Interesse an einer wahrhaften Darstellung dieses größten Krieges haben, auf das wärmste empfohlen werden.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen, und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART
Ing. PAUL BEJEUHR, BERLIN
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Gh.Hofr.Dr.S.FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SEPPELER, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING., LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 29. Mai 1915. | Heft 9 u. 10.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. **29. Mai 1915.** **Heft 9 und 10.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Professor Dr.-Ing. **F. Bendemann** und Dr.-Ing. **C. Schmid.**

III. Teil der Dissertation **„Die Luftschraube am Stand“**

von Diplom-Ingenieur **Carl Schmid.**

(Fortsetzung.)

XI. Allgemeine Gesichtspunkte bei der Formgebung des Schraubenprofiles.

1. Für die Saugseite.

Besondere Sorgfalt ist auf die Ausbildung der Saugseite in der Nähe der Eintrittskante zu legen. Vor allem sind Unstetigkeiten in der Krümmung möglichst zu vermeiden. Ein flacher Bogen in der Nähe der Eintrittskante ist als Wirbelerreger schädlich. Die größte Höhe (Abstand zwischen der Sehne der Druckseite und der parallel laufenden Tangente an die Saugseite) liegt zweckmäßig $^1/_5$ bis $^1/_3$ der Breite von der Eintrittskante entfernt. Die Austrittstangente der Saugseite muß mit der Sehne der Druckseite einen Winkel von 15^0 bis 20^0 bilden. Die Flächenausnutzung kann ohne Nachteil für den Gütegrad durch Vergrößerung der Höhe bis $H/B = {}^1/_7$ gesteigert werden, wodurch die Kraftausnutzung C sich allerdings entsprechend verschlechtert.

Wenn eine Einschränkung des Durchmessers der Schraube nicht nötig ist, wählt man zugunsten der Kraftausnutzung zweckmäßig ein dünneres Profil, bei dem jedoch der Eintrittsbogen auf der Saugseite ebenfalls nicht zu flach sein darf. Für einen dünnen Querschnitt ändert sich die Kraftausnutzung sehr mit dem Anstellwinkel. Für die Lage des Maximums von C (bzw. ζ) ist eine Gesetzmäßigkeit noch nicht zahlenmäßig angegeben. Sie läßt sich jedoch für die meisten praktisch in Frage kommenden Profile aus vorhandenen Versuchen ersehen.

2. Für die Druckseite.

Bei ebener Druckseite bedingt eine günstige Saugseite eine für die Praxis meist zu große Dicke des Querschnitts. Man kann jedoch annähernd dieselbe günstige Kraftwirkung erzielen mit geringerer Wölbung der Saugseite, wenn gleichzeitig die Druckseite gewölbt wird.

Jedoch darf eine Wölbung der Druckseite $T > {}^1/_{40} B$, bei kleinen Anstellwinkeln wegen Wirbelbildung auf der Druckseite und der damit verbundenen Energieverluste nicht angewendet werden. Schon aus Herstellungs- und Festigkeitsrücksichten gibt man der Saugseite eine so starke Wölbung (jedoch $< {}^1/_7 B$), wie es die Zentrifugalkraft wegen der Gewichtsvermehrung zuläßt, und wölbt die Druckseite nur gering.

Praktische Wölbungen sind: für die Saugseite $^1/_{10} B$ bis $^1/_{15} B$, für die Druckseite $^1/_{60} B$ bis $^1/_{40} B$. Die Wölbung der Druckseite muß dabei zur Erzielung einer günstigen Kraftwirkung um so stärker sein, je geringer die Wölbung der Saugseite ist.

Die Art der Wölbungskurve auf der Druckseite ist von untergeordneter Bedeutung; am einfachsten macht man sie kreisförmig. Plötzliches starkes Einwölben der Druckseite

in der Nähe der Eintrittskante, wie man es in der Praxis, wahrscheinlich aus hydrodynamischen Vorstellungen entstanden, findet, ist für die Schraubenwirkung ohne praktische Bedeutung. Wenn es auch nicht besonders nachteilig ist, so erschwert es doch die Herstellung.

Die Strömungsgeschwindigkeit ist nach den Grundgleichungen der Hydrodynamik auf der Saugseite bedeutend größer als auf der Druckseite. Unebenheiten und Vorsprünge (solche sind bei der Konstruktion von Metallschrauben schwer vermeidlich) sind deshalb auf die Druckseite zu legen.

3. Für die Eintrittskante.

Eine Abrundung der Eintrittskante hat sich nach eingehenden Versuchen[1]) übereinstimmend mit den mathematischen Strömungsuntersuchungen von Prof. Kutta als günstig erwiesen. Da der Übergang von ihr zu dem Punkt der größten Höhe zweckmäßig durch eine starke Krümmung geschieht, wird der Durchmesser der vorderen Abrundung kleiner oder höchstens gleich der Hälfte der größten Höhe gemacht.

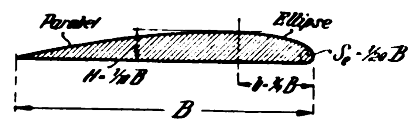


Fig. 40. Normalien für Flügelprofile.

Praktisch brauchbare und geometrisch einfach bestimmte Formen sind z. B. die Parabelform in Serie XV und Serie XIII, eine »kreiselliptische« Eintrittsform der Saugseite (Fig. 40). Wenn für letztere b die Entfernung der Lage der größten Höhe vom vordersten Punkt des Profils und S_e den Durchmesser der vorderen kreisförmigen Abrundung bedeutet, erhält man z. B. mit $H = 1/10\, B$ und $b = 1/4\, B$ ungefähr praktische Eintrittsformen.

Der Durchmesser der vorderen Abrundung wird:

$$S_e = 2 \cdot H + b\left(1 \mp \sqrt{1 + 4\,\frac{H}{b}}\right);$$

mit obigen Annahmen ist $S_e = 1/20\, B$. Der Punkt der größten Dicke wird mit der Austrittskante zweckmäßig durch eine Parabel verbunden.

[1]) a. a. O. 1912, H. 3, S. 44.

4. Für die Austrittskante.

Eine kleine Abrundung der Austrittskante von ca. 2 bis 3 mm, wie sie eine Holzschraube gegen Aussplittern verlangt, verschlechtert die Schraubenwirkung nicht, wie eine Reihe von Versuchen[2]) gezeigt hat. Es ist deshalb unnötig, eine allzu scharfe Austrittskante anzustreben.

XII Einfluß der Flügelbreite.

(Serie XVI u. XVII.)

Nachdem wir in den vorhergehenden Kapiteln die Bedeutung der wichtigsten Elemente des Profiles für die Kraftwirkung kennen gelernt haben, bleibt uns noch übrig, eine Gesetzmäßigkeit zwischen Breite und Zahl der Flügelblätter zu finden und die zweckmäßige Verteilung des erforderlichen Flächenareals auf Breite und Zahl der Blätter anzugeben. Es ist wohl von vornherein anzunehmen, daß das Anwachsen der Kräfte mit der Breite auch von der Profilform und das Anwachsen mit der Flügelzahl vor allem von der Breite der Flügelblätter abhängig sein wird. Deshalb wurden für die Breitenversuche zwei Profile gewählt, die an der wirksamsten Stelle, nämlich am vorderen Teil der Saugseite, stark verschieden sind. Es sind dies das Profil aus Serie XV (Fig. 9, siehe Fig. 41 und 50) und das geometrisch nicht genau festgelegte Profil, das sich nach früheren Versuchen als günstig erwiesen hat. Die Breite des Flügelblattes ist über den ganzen Radius konstant und beträgt bei beiden Serien

$B = 190 \quad 280 \quad 400 \quad 550$ mm (Geom. Reihe),

woraus sich ergibt:

$B/R = 0{,}127 \quad 0{,}187 \quad 0{,}267 \quad 0{,}367.$

Profil und Anstellwinkel sind ebenfalls über den ganzen Radius gleich. Die innere und äußere Begrenzung ist: $R_i =$

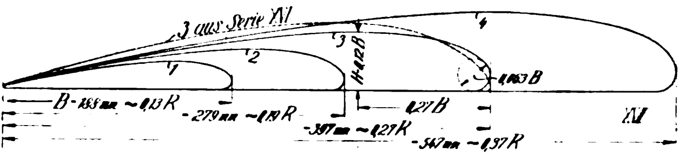


Fig. 41. Profilformen zu Serie XVI.

[2]) a. a. O. 1911. H. 19, S. 248.

Tabelle VII.

Messungen mit 4 Flügelpaaren von verschiedenen Breitenverhältnissen B/R (Serie XVI).

$R_i = 200$ mm; $R_a = 1500$ mm.

Anstellwinkel $\alpha_s{}^0$	Flügelpaar 1. $B/R = 0{,}13$. Charakteristik für Schubkraft gemessen p	Drehmoment gemessen $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	m	Flügelpaar 2. $B/R = 0{,}19$.[1]) Charakteristik für Schubkraft gemessen p	Drehmoment gemessen $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	m	Flügelpaar 4. $B/R = 0{,}37$. Charakteristik für Schubkraft gemessen p	Drehmoment gemessen $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	m
—8	—0,005	0,172	0,030	—	—	±0	0,203	0,041	—	—	—0,011	0,265	0,070	—	—
—4	+0,026	0,169	0,029	—	—	0,042	0,199	0,040	—	—	+0,011	0,267	0,071	—	—
	0,109	0,140	0,020												
0	0,107	0,155	0,024	0,115	0,023	0,148	0,192	0,037	0,150	0,038	0,104	0,262	0,068	0,100	0,069
	0,116														
	0,206	0,151	0,023												
3	0,208	0,161	0,026	0,210	0,026	0,281	0,204	0,042	0,280	0,043	0,253	0,258	0,066	0,250	0,068
	0,211	0,174	0,030												
	0,309	0,184	0,034												
6	0,298	0,187	0,035	0,305	0,035	0,403	0,229	0,052	0,415	0,053	0,421	0,280	0,78	0,420	0,078
	0,310	0,198	0,039												
9	0,403	0,211	0,044	0,400	0,048	0,545	0,260	0,068	0,545	0,069	0,607	0,320	0,102	0,610	0,102
12	0,495	0,254	0,065	0,495	0,065	0,678	0,312	0,097	0,678	0,095	11,25⁰ 0,766	0,363	0,132	0,800	0,140
16	0,610	0,308	0,095	0,605	0,094	0,834	0,374	0,140	0,835	0,137	15,5⁰ 1,034	0,450	0,202	1,070	0,207
	0,700	0,357	0,127												
20	0,695	0,366	0,134	0,690	0,130	1,012	0,433	0,187	0,995	0,189	19,6⁰ 1,370	0,530	0,281	1,365	0,300
	0,688														
	0,748	0,418	0,175												
25	0,745	0,422	0,178	0,750	0,176	1,147	0,512	0,262	1,150	0,262	24,4⁰ 1,655	0,642	0,411	1,660	0,422
30	0,775	0,477	0,228	0,775	0,230	1,233	0,595	0,354	1,230	0,356	29,25⁰ 1,880	0,736	0,541	1,94	0,580
35	0,767	0,533	0,284	—	—	1,174	0,659	0,434	—	—	34,7⁰ 2,135	0,865	0,745	—	—
40	0,739	0,578	0,334	—	—	1,123	0,714	0,510	—	—	38,9⁰ 2,240	0,938	0,877	—	—

[1]) Flügelpaar 3 = Flügelpaar 1 aus Serie XV.

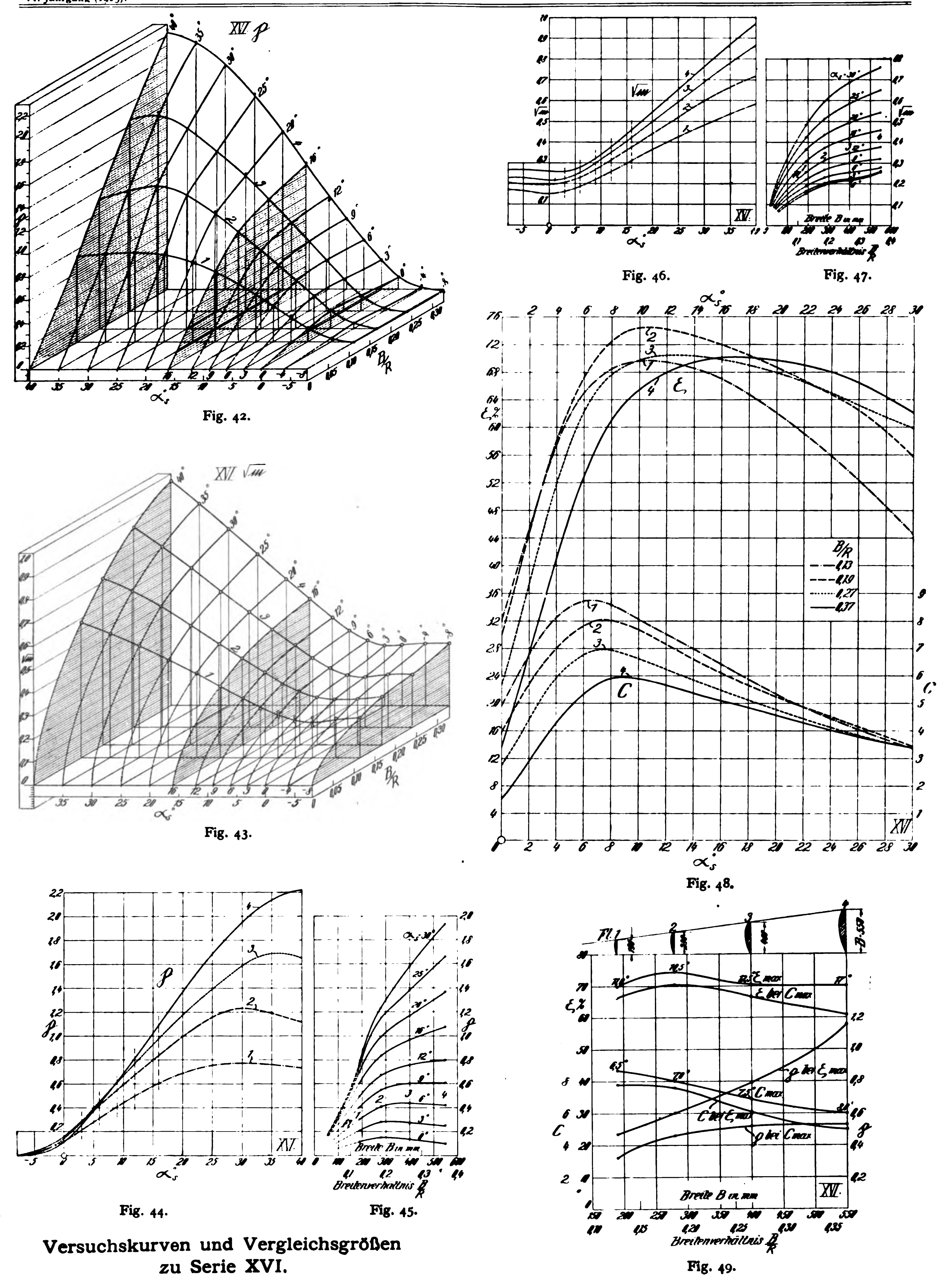


Fig. 42.

Fig. 43.

Fig. 44.

Fig. 45.

Fig. 46.

Fig. 47.

Fig. 48.

Fig. 49.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XVI.

Tabelle VIII. **Übersicht zu Serie XVI.**

Flügel Nr.	Breite B in mm	B/R	C_{max} und zugehöriges				ζ_{max} und zugehöriges				Winkelbereich (α_s^0) mit $\zeta > 68\%$
				$\zeta\%$	$\mathfrak{p}$	α_s^0		C	$\mathfrak{p}$	α_s^0	
1	190	0,13	8,7	66,1	0,32	6,5	69,7	7,8	0,47	11,0	7,6 — 14,8 ≅ 7
2	280	0,19	8,0	70,3	0,46	7,0	74,4	7,6	0,60	10,5	6,3 — 20,7 ≅ 14
3	400	0,27	6,9	66,7	0,52	7,5	70,4	6,1	0,79	12,5	8,2 — 19,8 ≅ 12
4	550	0,37	6,0	61,0	0,53	8,0	70,2	5,0	1,16	17,0	12,2 — 24,0 ≅ 12

200 mm und $R_a = 1500$ mm. Die Querschnitte sind geometrisch ähnlich (Fig. 41 u. 50). Die Darstellungsweise ist die übliche. Als zweite Variable erscheint hier neben α_s die Flügelbreite B in mm oder das Breitenverhältnis $B/R = \beta$. Die

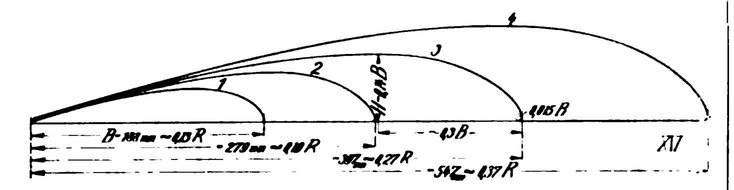


Fig. 50. Profilformen zu Serie XVII.

Fig. 45 und 54 zeigen, daß die Schubkraft im allgemeinen mit zunehmender Flügelbreite, in einem allmählich abnehmenden Verhältnis, annähernd proportional mit lg B bzw. lg β wächst, also nicht proportional mit der Breite selbst, wie man in der Theorie meistens findet. Die Größe der Kräftezunahme ist sehr vom Anstellwinkel abhängig.

Es ist

$$\mathfrak{p} = k \cdot \alpha_s^{2/3} \cdot \lg \beta.$$

Das Dreiparabelprofil (Serie XVI) zeigt die auffallende Erscheinung, daß die Schubkraft bei kleinem Anstellwinkel (von 0° bis ca. 8°) bei einer bestimmten Breite ihr Maximum erreicht und mit weiter zunehmender Breite sogar abnimmt. Für $\alpha_s = 0°$ wird das Maximum von $\mathfrak{p}$ schon bei $\beta = 0{,}19$ erreicht, mit größer werdendem Anstellwinkel dagegen erst bei größerem β. Selbst bei $\alpha_s = 9°$ ist bei beiden Serien das Maximum der Schubkraft mit $\beta = 0{,}37$ erreicht. Umgekehrt wächst bei größeren Anstellwinkeln, wie sie praktisch höchstens bei Querschnitten in der Nähe der Schraubenmitte in Frage kommen (z. B. Serie XVI bei $\alpha_s > 20°$, Serie XVII erst bei $\alpha_s > 30°$), die Schubkraft stärker als proportional der Flügelbreite.

Das Drehmoment nimmt durchweg mit der Flügelbreite zu, ebenfalls proportional mit lg β. Das Anwachsen ist noch stärker vom Anstellwinkel abhängig. Es ist

$$\mathfrak{m} = k' \cdot \alpha_s^{(2,1 - 2,4)} \cdot \lg \beta,$$

während die Schubkraft mit zunehmender Breite proportional mit $\alpha_s^{2/3}$ anwuchs.

Es bezeichne $\mathfrak{p}_{0,1}$ und $\mathfrak{m}_{0,1}$ die Schubkraft- bzw. Drehmomentscharakteristik bei $\beta = 0{,}1$ ($B = 150$ mm); dann ist für:

Serie XVI $\mathfrak{p}_{0,1} = 0{,}98 + 0{,}44 \cdot \sin 4\,\alpha_s$ gültig für = 0 bis 25°,
einfacher $= 0{,}98 + 0{,}27\,\alpha_s$ » » = 0 bis 15°
und $\mathfrak{m}_{0,1} = 0{,}115 + 0{,}0098\,\alpha_s^{1,4}$ » » = 0 bis 25°

Tabelle IX.

Messungen mit 4 Flügelpaaren von verschiedenen Breitenverhältnissen B/R (Serie XVII.)

$R_i = 200$ mm; $R_a = 1500$ mm;

Flügelpaar 1. $B/R = 0{,}13$. — Flügelpaar 3. $B/R = 0{,}27$.

Anstellwinkel α_s^0	Fp. 1 Schubkraft gemessen $\mathfrak{p}$	Fp. 1 Drehmoment gemessen $\sqrt{\mathfrak{m}}$	Fp. 1 Drehmoment gemessen $\mathfrak{m}$	Fp. 1 interpoliert $\mathfrak{p}$	Fp. 1 interpoliert $\mathfrak{m}$	Fp. 3 Schubkraft gemessen $\mathfrak{p}$	Fp. 3 Drehmoment gemessen $\sqrt{\mathfrak{m}}$	Fp. 3 Drehmoment gemessen $\mathfrak{m}$	Fp. 3 interpoliert $\mathfrak{p}$	Fp. 3 interpoliert $\mathfrak{m}$
—8	—0,03	0,119	0,014	—	—	—0,031	0,163	0,027	—	—
—4	+0,007	0,113	0,013	—	—	+0,010	0,140	0,020	—	—
0	0,115	0,116	0,013	0,110	0,014	0,115	0,157	0,025	0,110	0,024
3	0,203	0,149	0,022	0,205	0,022	0,244	0,181	0,327	0,235	0,034
6	0,303	0,185	0,034	0,305	0,034	0,382	0,228	0,052	0,380	0,053
9	0,408	0,222	0,050	0,405	0,048	0,537	0,271	0,074	0,535	0,077
12	0,508	0,261	0,068	0,505	0,064	0,687	0,324	0,105	0,685	0,109
16	0,623	0,307	0,094	0,620	0,095	0,900	0,398	0,158	0,900	0,160
20	0,682	0,362	0,131	0,695	0,129	1,095	0,467	0,218	1,110	0,223
25	0,743	0,424	0,179	0,737	0,181	1,390	0,571	0,326	1,378	0,325
30	0,773	0,486	0,237	0,735	0,235	1,570	0,654	0,429	1,570	0,438
35	0,715	0,536	0,288	—	—	1,670	0,760	0,578	—	—
40	0,700	0,586	0,344	—	—	1,640	0,845	0,714	—	—

Flügelpaar 2. $B/R = 0{,}19$. — Flügelpaar 4. $B/R = 0{,}37$.

Anstellwinkel α_s^0	Fp. 2 $\mathfrak{p}$ gemessen	Fp. 2 $\sqrt{\mathfrak{m}}$ gemessen	Fp. 2 $\mathfrak{m}$ gemessen	Fp. 2 $\mathfrak{p}$ interpoliert	Fp. 2 $\mathfrak{m}$ interpoliert	Fp. 4 Anstellwinkel α_s^0	Fp. 4 $\mathfrak{p}$ gemessen	Fp. 4 $\sqrt{\mathfrak{m}}$ gemessen	Fp. 4 $\mathfrak{m}$ gemessen	Fp. 4 $\mathfrak{p}$ interpoliert	Fp. 4 $\mathfrak{m}$ interpoliert
—8	—0,041	0,138	0,019	—	—	—7,2°	—0,007	0,160	0,026	—	—
—4	0,000	0,120	0,014	—	—	—3,7°	+0,029	0,170	0,029	—	—
0	+0,094	0,132	0,017	0,090	0,018	0°	0,110	0,175	0,031	0,100	0,030
3	0,200	0,153	0,024	0,200	0,026	3°	0,212	0,201	0,040	0,230	0,040
6	0,333	0,199	0,040	0,325	0,040	5,25°	0,349	0,235	0,055	0,385	0,060
9	0,466	0,244	0,060	0,460	0,060	7,6°	0,485	0,285	0,082	0,550	0,089
12	0,576	0,292	0,085	0,595	0,085	11,45°	0,705	0,351	0,123	0,742	0,128
16	0,774	0,353	0,124	0,775	0,126	13,50°	0,850	0,393	0,154	1,005	0,196
20	0,944	0,422	0,178	0,945	0,178	17,7°	1,138	0,647	0,234	1,260	0,283
25	1,073	0,508	0,260	1,075	0,260	23,95°	1,500	0,625	0,391	1,560	0,417
30	1,103	0,595	0,360	1,105	0,348	26,8°	1,820	0,745	0,557	1,832	0,577
35	1,067	0,654	0,427	—	—	34,0°	1,965	0,840	0,690	—	—
40	1,035	0,705	0,491	—	—	39,65°	2,135	0,958	0,921	—	—

Tabelle X.

Übersicht zu Serie XVII.

Flügel Nr.	Breite mm	B/R	C_{max} und zugehöriges				ζ_{max} und zugehöriges				Winkelbereich (α_s^0) mit $\zeta > 68\%$
				ζ %	$\mathfrak{p}$	α_s^0		C	$\mathfrak{p}$	α_s^0	
1	190	0,13	9,4	63,2	0,24	4,3	70,5	7,6	0,51	12,0	7,2 — 15,8 ≅ 9
2	280	0,19	8,2	60,7	0,28	5,0	70,5	6,5	0,70	14,5	8,5 — 19,8 ≅ 11
3	400	0,27	7,3	59,8	0,34	5,3	69,6	5,6	0,90	16,0	10,6 — 22,6 ≅ 12
4	550	0,37	6,4	58,7	0,42	6,5	68,0	5,1	1,02	16,0	—

Serie XVII $\mathfrak{p}_{0,1} = 0{,}82 + 0{,}44 \cdot \sin 3{,}5\,\alpha_s$ » » $= 0$ bis 25^0,
einfacher $= 0{,}82 + 0{,}245\,\alpha_s$ » » $= 0$ bis 15^0
und $\mathfrak{m}_{0,1} = 0{,}082 + 0{,}0106\,\alpha_s^{1,4}$ » » $= 0$ bis 25^0.

Schubkraft und Drehmoment wachsen mit der Flügelbreite um $\Delta\mathfrak{p}$ bzw. $\Delta\mathfrak{m}$ an, dann ist für:

Serie XVI $\Delta\mathfrak{p} = 0{,}106\,\alpha_s^{3/4} \cdot \lg 10\beta$
und $\Delta\mathfrak{m} = (0{,}65 + 0{,}00172\,\alpha_s^{2,4}) \cdot \lg 10\beta$,

Serie XVII $\Delta\mathfrak{p} = 0{,}106\,\alpha_s^{3/4} \cdot \lg 10\beta = \Delta\mathfrak{p}$ für Serie XVI
und $\Delta\mathfrak{m} = (0{,}286 + 0{,}0045\,\alpha_s^{2,1}) \cdot \lg 10\beta$.

Die Formeln für den Kräftezuwachs gelten für

$$\beta = 0{,}1 \text{ bis } 0{,}4,$$
$$(B = 150 \text{ bis } 600 \text{ mm})$$
und
$$\alpha_s = 0 \text{ bis } 25^0.$$

Bei beliebiger Breite innerhalb der angegebenen Grenzen ist dann

$$\mathfrak{p} = \mathfrak{p}_{0,1} + \Delta\mathfrak{p}$$
und
$$\mathfrak{m} = \mathfrak{m}_{0,1} + \Delta\mathfrak{m}.$$

Die beiden Glieder $\Delta\mathfrak{p}$ und $\Delta\mathfrak{m}$ sind für sich allein angegeben, um den Einfluß der Flügelbreite, auf den es hier in erster Linie ankommt, besser übersehen zu können.

Diese Formeln geben eine sehr gute Übereinstimmung mit den Versuchswerten, mit Ausnahme der $\Delta\mathfrak{p}$ in Serie XVI, wo die Schubkraft anfangs rascher zunimmt, als obigem Gesetz entspricht. Eine noch bessere Übereinstimmung ließe sich leicht erzielen durch zwei Formeln von der Form $\Delta\mathfrak{p} = k_1 \cdot \beta$ bzw. $k_2 \cdot \beta$ für die Breitenbereiche 0,1 bis 0,17 bzw. 0,17 bis 0,4 getrennt, wodurch jedoch die Übersicht erschwert würde.

Diese Formeln geben einen recht guten Einblick in den qualitativen Einfluß der Flügelbreite.

Die Tatsache, daß die Schubkraft eines Flügels annähernd proportional mit dem Anstellwinkel, anderseits aber nicht proportional mit der Flügelbreite anwächst, kann zu dem Schlusse verleiten, daß es, wenn man die Flügelzahl nicht vermehren will, vorteilhafter wäre, den Anstellwinkel zu vergrößern, als die Flügelbreite zu verbreitern. Das wäre aber ein Irrtum. Man soll vielmehr mit dem Anstellwinkel auch die Breite so vergrößern, daß der Flügel immer mit den günstigsten α_s arbeitet; denn dann wächst, wie Fig. 49, 58 zeigen, die Schubkraft annähernd linear mit dem Breitenverhältnis. Mit zunehmender Breite liegen nämlich im allgemeinen die Maxima von C und ζ auch bei höheren Anstellwinkeln; das sieht man aus den Fig. 49, 58. Die zu C_{max} und ζ_{max} gehörigen α_s sind beigeschrieben. Diese Erscheinung ist in der Hauptsache eine Folge des gewölbten Profils selbst. Sie kann zum kleinen Teil auch daher rühren, daß mit größerer Flügelbreite auch die Schubkraft zunimmt. Mit der letzteren vergrößert sich nämlich auch die Ansaugegeschwindigkeit, und infolgedessen wird bei gleichem Anstellwinkel der wirksame Angriffswinkel kleiner.

Diese Versuche zeigen, wie auch die bereits besprochenen Serien, daß man durch Vergleich von Schraubenformen ohne verstellbare Flügel leicht zu falschen Schlüssen kommt. Nur durch Variation des Anstellwinkels kann man ein klares Bild über die Wirkungsweise einer Schraube erhalten.

Beide Serien zeigen übereinstimmend, daß der Gütegrad der Flügelbreite sehr weite Grenzen setzt. Im ganzen Breitenbereich $\beta = 1/8$ bis $1/3$ ist das Maximum des Gütegrades nur um einige Prozent verschieden. Der Höchstwert liegt ungefähr bei $\beta = 1/5$ bis $1/6$, also bei Breitenverhältnissen, wie sie in der Praxis allgemein gebräuchlich sind. Die Kraftausnutzung nimmt mit zunehmendem Breitenverhältnis ab, die Flächenausnutzung dagegen dementsprechend zu, wie wir gesehen haben. In den meisten Fällen wird es nicht möglich sein, mit der größtmöglichen Kraftausnutzung zu arbeiten. Zwei schmale Flügel werden bei kleiner Steigung dem Optimum von C entsprechend in der Regel nicht die erforderliche Schubkraft liefern. Es ist darum Breite und Anstellwinkel gleichzeitig so zu vergrößern, daß man bei günstigster Kraftausnutzung die erforderliche Schubkraft erzielt. Die Eigenschaft, daß mit zunehmendem Breitenverhältnis die günstigste Wirkung nur bei größerer Schrägstellung des Profils erreicht werden kann, weist darauf hin, daß ein Flügel mit über den ganzen Radius konstanter Breite und konstantem Anstellwinkel nicht der günstigste sein kann, wie Drzewiecki in seiner Theorie findet. Es muß vielmehr ein Profil auf kleinerem Radius, also größerem B/r, auch eine größere Schrägstellung erhalten, ganz abgesehen davon, daß nach der Wellenmitte hin das Verhältnis von Ansaugegeschwindigkeit[1]) zu Umfangsgeschwindigkeit ebenfalls größer und mithin der wirksame Angriffswinkel beim konstanten Anstellwinkel kleiner wird. Das zeigt auch deutlich ein Vergleich mit einer Schraube mit genau dem gleichen Profil wie hier (Flügelpaar 3 in Serie XVI), jedoch mit schraubenförmiger Verwindung, also mit nach innen stark zunehmenden Anstellwinkeln[2]). Es war auf den Radien:

$$r = 200 \quad 360 \quad 520 \quad 680 \quad 840 \quad 1000 \quad 1160 \quad 1320 \quad 1480 \text{ mm.}$$
$$\alpha_s = 60{,}9 \quad 43{,}2 \quad 31{,}4 \quad 23{,}6 \quad 18{,}2 \quad 14{,}3 \quad 11{,}5 \quad 9{,}2 \quad 7{,}4 \text{ Grad.}$$

Das schraubenförmig verwundene Flügelblatt liefert einen um rund 10% höheren Gütegrad als das Flügelblatt mit genau demselben Profil, bei dem jedoch α_s über den ganzen Radius konstant ist. Wahrscheinlich wäre der Unterschied noch größer, wenn die Steigung nach innen zu nicht allzu groß wäre; sie beträgt nämlich mehr als das Doppelte der äußeren. Riabouchinsky[3]) hat den Einfluß der Flügelbreite an einer zweiflügeligen Schraube von 2 m Durchmesser untersucht. Die Flügelfläche wird durch zwei Radien, die den Winkel γ einschließen, und einen Kreisbogen mit dem Radius R umgrenzt (kreissektorförmiger Umriß). Das Profil ist rechteckig. Die Dicke $= 0{,}023\,R$ und die Steigung $= 0{,}75\,D$ sind über den ganzen Radius konstant. Der Zentriwinkel γ wurde stufenweise zwischen 10^0 bis 150^0 geändert. Die aus diesen Versuchen gebildeten $\mathfrak{p}$ und $\mathfrak{m}$-Werte nehmen mit zunehmender Breite,

[1]) Nach den Schraubenstrahlmessungen ist die Ansaugegeschwindigkeit von der Schraubenmitte bis ungefähr $1/4\,R$ von den Flügelenden entfernt über den ganzen Radius annähernd konstant. Das Verhältnis von Ansaugegeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit ist also ungefähr proportional dem Radius.

[2]) a. a. O. 1912. S. 24.

[3]) Bulletin de l'Institut Aérodynamique de Koutchino, Fasc. II.

Fig. 51.

Fig. 52.

Fig. 53.

Fig. 54.

Fig. 55.

Fig. 56.

Fig. 57.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XVII.

Fig. 58.



übereinstimmend mit unseren Versuchen, proportional dem Log. der Breite zu. Es ist

$$\varDelta \mathfrak{p} = 3{,}7 + 10{,}2 \cdot \lg \frac{\gamma}{10} \text{ und}$$

$$\varDelta \mathfrak{m} = 0{,}817 \left(0{,}2 + 0{,}4 \cdot \lg \frac{\gamma}{10}\right) \text{ gültig für } \gamma = 10^0 \text{ bis } 150^0$$

Kraftausnutzung und Gütegrad steigen dagegen mit zunehmender Flügelbreite bis zu der höchst untersuchten Breite ($\gamma = 150^0$, also abgewickelte Flügelfläche = $^3/_4$ der Schraubenkreisfläche). Der Hauptgrund ist wohl darin zu suchen, daß der sehr ungünstige Kanteneinfluß des Rechteckprofils mit zunehmender Breite weniger ins Gewicht fällt. Gütegrad und Kraftausnutzung bewegen sich in außerordentlich geringen Grenzen (ζ = 35 bis 55 %, C = 2 bis 3). Die geometrische Schraubenform auch auf der Saugseite mit eckigen Kanten ist ebenso ungünstig, daß man nichts daraus schließen kann. Bei praktischen Querschnitten ist eine solche Kraftwirkung unmöglich.

Maurain[1]) hat im Techn.-Phys. Laboratorium in Paris zwei Serien Schraubenmodelle von 600 mm Durchmesser und verschiedener Breite untersucht. Die eine Serie gibt mit unseren Versuchen gut übereinstimmende Resultate ($\mathfrak{p}$ und $\mathfrak{m}$ ungefähr proportional mit lg β zunehmend, C abnehmend, ζ von der Breite wenig beeinflußt). Nach diesen Versuchen ist die günstigste Breite $B = 0{,}28\ R$ bis $0{,}4\ R$. Nach Dorand[2]) ist die günstigste Breite auch bei Fahrtschrauben = $^1/_5\ R$; Drzewiecki[3]) rechnet mit einer Flügelbreite $B = {}^1/_6\ R$.

Hinsichtlich des Umrisses des Flügelblattes findet man in den Theorien die verschiedensten Angaben. Drzewiecki rechnet mit einer über den ganzen Radius konstanten Flügelbreite. Lanchester nimmt nach außen hin spitz zulaufende Flügelblätter an. Finsterwalder-Kimmel[4]) finden nach eingehenden theoretischen Untersuchungen des Schraubenstrahls ein sektorförmiges Flügelblatt diesem am besten angepaßt. Die äußeren Ecken und Kanten werden nach ihnen, um keine Wirbel zu verursachen, abgerundet. Reißner[5]) setzt in seiner Theorie die Flügelbreite proportional dem Kosinus des Winkels, dessen Tangente gleich dem Verhältnis von Fahrtgeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit ist. Da dieses Verhältnis mit zunehmendem Radius ab-, der Kosinus also zunimmt, wächst die Breite des Flügelblattes nach außen hin etwas. Nach unserer Theorie ist dasjenige Flügelblatt als das günstigste anzusprechen, das bei günstigstem Anstellwinkel hinter der Schraube einen Luftstrom erzeugt, dessen Geschwindigkeit über den ganzen Radius möglichst gleich groß ist. Es wächst nämlich, wie wir bei der Festsetzung der Vergleichswerte gesehen haben, die Schubkraft mit Σv, die aufzuwendende Arbeit dagegen mit Σv^2, wenn v die Geschwindigkeit des Schraubenstrahles in den einzelnen Elementen des Schraubenstrahlquerschnitts bedeutet. Bei einem bestimmten Σv^2 ist aber Σv dann am größten, wenn sämtliche v gleich sind.

Eine einwandfrei günstige Umrißform kann nur durch systematische Versuche mit gleichzeitigen Messungen des Schraubenstrahles ermittelt werden.

Ebenso verschieden wie die Angaben in der Theorie sind die Ausführungen in der Praxis.

Wir haben in dieser Hinsicht erst zwei vergleichbare Versuche mit zweiflügeligen Schrauben durchgeführt, nämlich erstens mit einer Schraube Finsterwalder-Kimmelscher Konstruktion mit sektorförmigem Umriß (B/r = konst. = 0,4) und zweitens mit einer Schraube mit über den ganzen Radius konstanter Blattbreite B = konst. (Unter Breite ist bei uns immer die Länge des Flügelquerschnitts, in der Sehnenrichtung der Druckseite gemessen, zu verstehen.) Konstruktion und Versuchsergebnisse sind in dem Bericht der Geschäftsstelle für Flugtechnik 1911/1912, S. 24, veröffentlicht. Das Maximum von ζ war für beide Schrauben ungefähr gleich groß (= 79%), während die Gütegradskurve bei der Schraube mit konstanter Breite langsamer fällt.

[1]) Technique Aéronautique 1913, H. 90 u. 91.
[2]) Technique Aéronautique 1913, H. 83.
[3]) Drzewiecki, Les Hélices Aériennes, Paris 1909.
[4]) Kimmel, Dissertation 1912.
[5]) Siehe Fußnote a. a. O.

Ein Vergleich ist natürlich streng genommen nicht ganz richtig, da die beiden Schrauben verschiedene Steigungen und verschiedene Querschnitte haben. Es ist jedoch auffallend, daß die Schraube mit dem nach der Mitte hin übertrieben großen Breitenverhältnis und der ungünstigen äußeren Begrenzung mit den scharfen, Wirbel verursachenden Ecken denselben, teilweise sogar höheren Gütegrad erreicht als die Schraube mit konstantem B/r und sorgfältigen Abrundungen an den Flügelspitzen. Eine wenn auch nur teilweise Erklärung (die Ansaugegeschwindigkeit ist nicht zu vernachlässigen) geben die C- und ζ-Kurven der Breitenserien (Fig. 48, 57). Nach diesen sind die ζ-Kurven ziemlich ähnlich. Sie fallen mit einer entsprechenden Verschiebung in der Richtung der Abszissenachse annähernd zusammen. Eine bestimmte Größe von ζ liegt bei größerem Breitenverhältnis auch bei größerem Anstellwinkel. Nun haben wir innen größere Anstellwinkel, deshalb müssen dort größere Breitenverhältnisse gewählt werden als außen.

Weitere Versuche in dieser Richtung sind geeignet, den Gütegrad der Schraube zu steigern.

Mit den beiden Serien XVI und XVII kann der Einfluß der Flügelbreite natürlich nicht absolut sicher geklärt sein. Durch weitere Versuche erfahren vielleicht die angegebenen Formeln einige Berichtigungen. Vor allem müssen die Versuche durch eine Reihe mit dünnem Profil und gleichzeitiger Wölbung der Druckseite ergänzt werden. (Bei Anwendung eines großen Breitenverhältnisses kommt, wenigstens bei massiven Holzflügeln, wegen des Gewichtes nur ein solches Profil in Betracht.) Es ist anzunehmen, daß die günstigste Flügelbreite um so früher erreicht wird, je größer bei einem bestimmten Profil Schubkraft und Drehmoment pro Einheit der Breite sind.

(Schluß folgt.)

Stabilitätswerte der Tragflächen.

Von Georg König, Berlin.

Die Bewertung und die Bemessung von Flugzeugkonstruktionen wird selbst, nach den neuesten Veröffentlichungen zu urteilen, noch zu sehr unter dem Gesichtswinkel aufgebaut, als sei der Anstellwinkel der Tragflächen eine wichtige Größe, die sorgfältigst bestimmt werden muß. Dieser Rechnungsgang entspricht durchaus nicht den Bedürfnissen der Praxis, denn — man verzeihe das Selbstverständliche — die Maschine muß vor allem von einem Piloten geflogen werden können, muß also gewisse Stabilitätsmerkmale aufweisen. Es wird sich zeigen, daß diese Merkmale gerade die Anstellwinkel als kaum veränderlich erscheinen lassen. Auch der so häufig erwähnte Anstellwinkel, bei dem das Energieminimum eintritt, kann praktisch nie in Tätigkeit treten. Deshalb sollen im folgenden jene Größen bestimmt werden, welche die Flugfähigkeit der Maschine ausschlaggebend beeinflussen, während die Energiebilanz als bekannt vorausgesetzt wird. Diese Mitteilungen dürften schon deshalb wertvoll sein, weil zum ersten Male die Wirkung von Pfeilform und V-Form in solche Formeln gefaßt wird, wie sie für den in der Praxis stehenden Konstrukteur brauchbar sind.

A. Die Flächenformationen.

1. Die Grundform aller Tragflächen ist das Rechteck mit bekanntem Verhältnis zwischen Spannweite B und Flächentiefe T. Die Fläche hat über die gesamte Breite gleichbleibende Wölbung und bietet dem Luftstrom überall gleiche Anstellwinkel dar. Die Fläche selbst und mit ihr die Spannweite B wird halbiert durch die senkrecht gedachte Symmetrieebene, wobei im allgemeinen die Tragfläche als nahezu horizontal liegend angenommen wird. Die Fläche ist verschränkt, wenn der Anstellwinkel von der Mitte nach außen hin gleichmäßig abnimmt.

2. Die Drucklinie bei einer Fläche ist der geometrische Ort der Druckpunkte aller Spanten und wird durch ihre Gestaltung als räumliche Kurve kennzeichnend für die untersuchte Fläche sein. Während die Drucklinie bei der Grund-

form eine Gerade ist, unterscheidet man im allgemeinen folgende beiden Projektionen (Fig. 1a):

a) Die Horizontalprojektion einer Drucklinie läßt eine Verschiebung der Drucklinien derart zu, daß die beiden Hälften der Drucklinie einen Pfeil bilden, dessen Spitze auf der Symmetrieachse liegt. Diese Pfeilform der Drucklinie hat bei der Behandlung der Längsstabilität einer Maschine besondere Bedeutung und wird im allgemeinen durch folgende Flächenformen erreicht:

α) Die reine Pfeilform der Flächen entsteht durch Schiefstellen der halben Rechteckflächen, die Spantenlänge (also die Flächentiefe) ist überall gleich groß. Der Schiefstellungswinkel heiße kurz Pfeilwinkel π (Fig. 1b). (Derselbe ist jedoch nicht zu verwechseln mit der Kreiskonstante $\pi = 3{,}14$, deren trigonometrische Funktionen bestimmte Werte haben.)

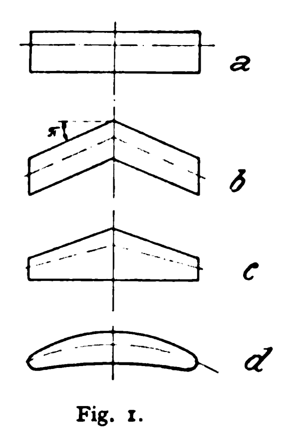


Fig. 1.

β) Die Keilform der Flächen entsteht durch pfeilförmige Anordnung der Vorderkante, während die Hinterkante senkrecht bleibt (Fig. 1c).

γ) Die Sichelform ist ebenfalls zu erwähnen als Typus für die Möglichkeit, daß die Drucklinie jede beliebig krumme Linie sein kann (Fig. 1d).

b) Die Vertikalprojektion läßt eine Verschiebung der Drucklinie derart zu, daß die beiden Hälften der Drucklinien einen Pfeil bilden, man sagt in diesem Falle die Flächen sind in V-Form gestellt und der Winkel zur Horizontalen sei φ. Hierbei wird stillschweigend vorausgesetzt, daß der Druckpunkt eines Spantes auch in vertikaler Richtung durch freiwillige Annahme innerhalb des Wölbungsbogens festgelegt ist (Fig. 2a).

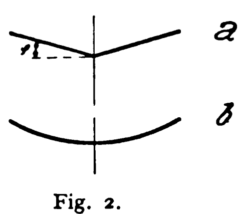


Fig. 2.

Eine weitere Ausführungsform wäre ein nach oben offener Bogen, während andere Möglichkeiten keine besondere Bedeutung erlangt haben (Fig. 2b).

3. Die Charakteristik der Flächenformen. Die Drucklinie war bisher eine einfache, mathematische Linie, aus deren Gestaltung sich zur Einteilung der Flächen eine Handhabe bot. Diese Einteilung berücksichtigte das Ausmaß, Umriß der Flächen und die Art der Breitenausdehnung, ohne zu bedenken, daß durch andere Tiefe und Wölbung andere Druckkräfte eintreten können (Fig. 3). Um auch diese bewerten zu können, sei auf der Drucklinie in jedem Punkte die Größe des Druckes aufgetragen, alsdann ergibt sich für die Grundform beispielsweise als Druckcharakteristik ein Rechteck (*a*). Sind die Flächen in der Mitte tiefer als außen, so ergibt sich die Figur (*b*), die in (*c*) übergeht, sobald die Wölbung in der Mitte auch größer ist als außen, wird obendrein noch der Anstellwinkel in der Mitte größer gemacht als außen und letzterer vielleicht negativ, so entsteht schließlich Figur (*d*).

Würde man noch das seitliche Abfließen der Luft berücksichtigen, so hätte man an den Ecken der Charakteristiken Abrundungen einzuführen, wodurch die Fig. *a'* bis *d'* entstehen.

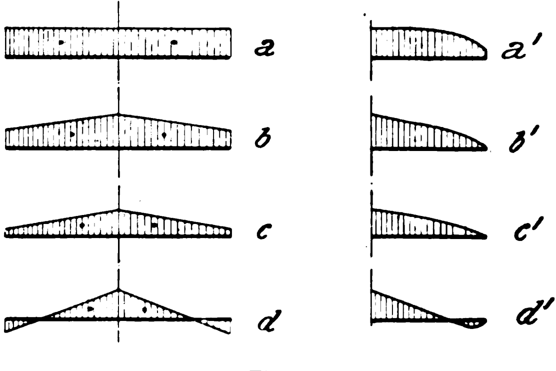


Fig. 3.

Die Druckcharakteristik kann noch weiter zur Kennzeichnung der Flächen herangezogen werden, sobald von jeder Hälfte der Druckcharakteristik die Resultierende ermittelt wird. Der Abstand der Resultierenden von der Symmetrieachse ist ausschlaggebend für das Verhalten der Fläche, da das Gerippe um so leichter werden kann, je kleiner der Abstand ist (Fig. 4).

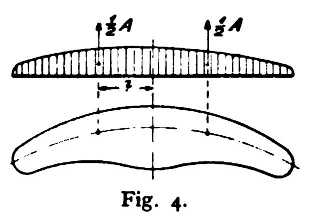


Fig. 4.

Auch in senkrechter Ebene ist die Höhe des Angriffspunktes dieser Resultierenden von der Symmetrieachse zu ermitteln, was besonders bei V-Formstellung der Flächen unerläßlich ist (Fig. 5).

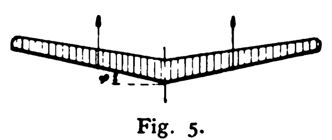


Fig. 5.

B. Definition der Stabilitätsgrößen.

1. Der aerodynamische Druck auf eine Tragfläche F entsteht infolge der Relativgeschwindigkeit v zwischen Fläche und Luft und läßt sich entsprechend dem dreiachsigen Koordinatensystem in die folgenden drei Komponenten zerlegen:

a) Der Auftrieb

$$A = \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot F \cdot \zeta_a$$

wirkt senkrecht zur Luftströmung und ist in bekannter Weise nach Maßgabe des Auftriebskoeffizienten ζ_a von dem Anstellwinkel α der Fläche abhängig.

b) Der Rücktrieb

$$A_w = \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot F \cdot \zeta_w$$

oder auch Arbeitskomponente genannt, ist gleichfalls infolge ζ_w vom Anstellwinkel α abhängig und wirkt in Richtung von v.

c) Die Transversalkraft

$$A_t = 0$$

würde senkrecht zu den beiden anderen Komponenten wirken. Daß diese Kraft null ist, ist verständlich, da ein Auftreten dieser Kraft zur Folge hätte, daß die Fläche sich so einstellt, daß sie wieder verschwindet. Die Transversalkraft A_t gehört also zu den stabilisierenden Kräften und hat außerordentlich

hohe Bedeutung. Es wird sich zeigen, daß diese Kräfte in eigentümlicher Weise von den Koeffizienten ζ_a und ζ_w abhängen, was zur Folge hatte, diese neuen Formen durch Abkürzungen prägnant zu definieren und als solche zu kennzeichnen.

Ferner ist ja bekannt, daß der Verlauf dieser Funktionen ζ_a und ζ_w je nach dem gewählten Profil sehr verschieden ist, auch der Flächenumriß ist von einschneidender Bedeutung und nicht zu vernachlässigen auch nicht im Hinblick darauf, daß die meisten der in der Praxis üblichen Flächenumrisse einander sehr ähnlich sind. Die Annahme irgendeiner Gesetzmäßigkeit ist deshalb verfehlt, weil gerade von der Charakteristik des Verlaufs von ζ_a das Verhalten der Maschine im Fluge abhängt. Aus ähnlichen Gründen ist es überflüssig, Anstellwinkel zu betrachten, die größer als 8 bis 10° sind, nicht allein wegen der Unökonomie dieser Profilstellungen, sondern besonders deshalb, weil sich stabile Flüge mit solchen Winkeln nicht ausführen lassen; der Beweis folgt in den späteren Abschnitten.

Bemerkenswert ist noch derjenige Anstellwinkel, bei dem das Verhältnis

$$\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_a}$$

als »Gleitziffer« bekannt, ein Minimum durchläuft; dieser Winkel heiße »kritischer Anstellwinkel«, da er annähernd die Grenze bezeichnet, bis zu welcher man flugtechnisch gehen kann.

Für die späteren Untersuchungen ist es sehr wertvoll, die Differentialquotienten

$$\frac{d\zeta_a}{d\alpha} \text{ und } \frac{d\zeta_w}{d\alpha}$$

zu kennen; da aber in den betreffenden Formeln die Koeffizienten selbst vorkommen, hat es sich als enorm zweckentsprechend gezeigt, die Ausdrücke

$$\Delta\zeta_a = \frac{1}{\zeta_a} \cdot \frac{d\zeta_a}{d\alpha}$$

$$\Delta\zeta_w = \frac{1}{\zeta_w} \cdot \frac{d\zeta_w}{d\alpha}$$

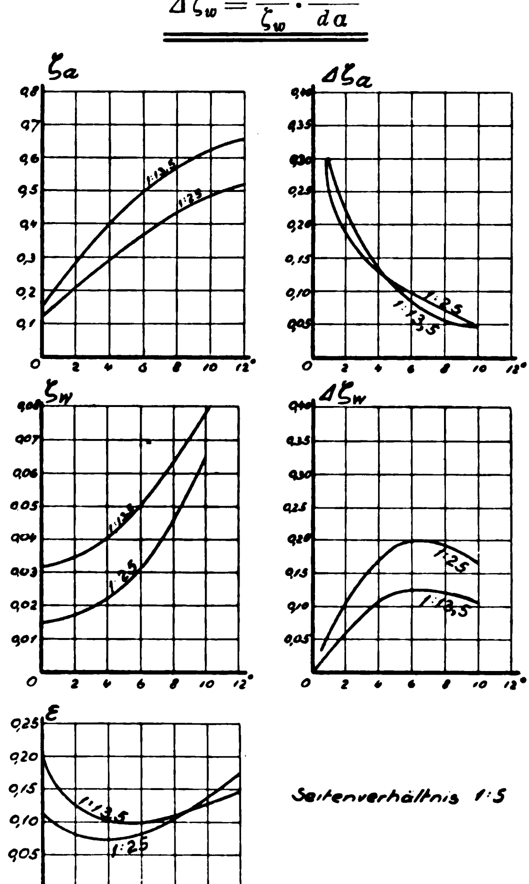


Fig. 6.

als neue Flächenkoeffizienten einzuführen und in einer Tafel besonders auszurechnen und durch Schaulinien darzustellen. Da die Zusammensetzung dieser Ausdrücke »den verhältnismäßigen Zuwachs« erkennen läßt, so kann man dieselben auch als »relative Differentialquotienten« bezeichnen (Fig. 6).

In der Fig. 6 sind die Werte $\Delta\zeta_a$ für zwei verschiedene Wölbungen eingetragen, sie weichen voneinander nicht sehr ab, verlangen aber zum vollen Verständnis, daß die ζ_a-Kurven stets mit herangezogen werden, da man sich sonst über den jeweils tätigen Anstellwinkel keine Vorstellung machen kann. Hervorzuheben ist es, daß diese Schaulinien bei $\alpha = 0$ die höchsten Werte von $\Delta\zeta_a$ zeigen, während sie in der Nähe des kritischen Anstellwinkels sehr geringe Werte aufweisen.

Auffallend ist es, daß die $\Delta\zeta_w$-Linien mit null anfangen und beim kritischen Anstellwinkel ein Maximum durchlaufen.

Durch die Anwendung der Δ-Ausdrücke gewinnen die Formeln für die Stabilitätsgrößen ungemein an Eleganz und Einfachheit und ermöglichen auch dem Konstrukteur wie dem Flugzeugführer eine vorteilhaftere Berücksichtigung dieser Größen bei Neukonstruktionen. Die Zahlenwerte für die Größe $\Delta\zeta$ richten sich nach der Maßeinheit, in welcher man den Winkel α mißt. Meist ist ja Grad üblich, weshalb auch in den Zahlenbeispielen der Fig. 6 diese Größe $\Delta\zeta$ als relative Änderung pro Grad aufgefaßt und angegeben worden ist. Die Formeln selbst werden jedoch einfacher, wenn α in Bogenmaß beibehalten wird, die Umrechnung auf Gradmaß erfordert bekanntlich die Hinzufügung des Faktors 57,3°, was in den späteren Formeln zwecks Erhaltung der Einfachheit nicht geschehen ist; auch sollte es jedem Leser überlassen bleiben, das ihm angenehmste Maß anzuwenden. Auch ist nicht zu verkennen, daß es sich hier nicht so sehr um absolute Werte handelt, als um das Charakteristische des Profileinflusses; deshalb rechnen manche Konstruktionen den Anstellwinkel α als Prozente der Öffnungshöhe, die zur Flächentiefe bezogen wird.

2. Die Änderung des aerodynamischen Druckes und seiner Komponenten infolge Auftretens einer kleinen Geschwindigkeitsänderung δv gibt drei grundverschiedene Bilder, je nachdem die Geschwindigkeitsänderung (vektoriell) in der einen oder anderen der drei Achsenrichtungen erfolgt.

Außer den Änderungsbeträgen der drei Komponenten können auch gleichzeitig noch Drehmomente um je eine der drei Achsen erfolgen, die bestrebt wären, die Tragfläche in eine neue Gleichgewichtslage zu drehen.

a) Die Änderung δv längs der Geschwindigkeit v, also eine gewöhnliche Steigerung oder Minderung der Relativgeschwindigkeit erfordert nur Differentieren der Hauptgleichungen und liefert ohne weiteres

$$\frac{\delta A}{A} = 2\frac{\delta v}{v},$$

d. h. in praktisch verständlicher Redeweise, die prozentuelle Auftriebsänderung ist doppelt so groß wie die prozentuelle Geschwindigkeitsänderung. Dies ist ja allgemein bekannt durch den Leitsatz: Der Luftdruck wächst quadratisch mit der Geschwindigkeit.

Diese Beziehung kommt zur Anwendung, wenn man zu untersuchen hat, welche Wirkungen treten ein, wenn infolge der Böen die Relativgeschwindigkeit sich ständig ändert.

Übrigens könnte der Auftrieb A seinen Angriffspunkt (Druckpunkt) geändert haben, wodurch ein in der Längsrichtung wirkendes Drehmoment auftreten würde. Diese Erscheinungen sollen jetzt nicht untersucht werden.

Ferner findet man durch Differentiation für den Rücktrieb die ähnlich lautende Beziehung

$$\frac{\delta A_w}{A_w} = 2\frac{\delta v}{v},$$

während natürlich eine Ableitung von A_t nicht besteht.

b) Die Änderung δv senkrecht zu v bewirkt eine Vergrößerung oder Verkleinerung des Anstellwinkels α, denn es ist

$$\delta\alpha = \frac{\delta v}{v};$$

infolgedessen empfiehlt es sich, die Ausdrücke für A, A_w, A_t nach α partiell zu differenzieren und für $\delta\alpha$ obigen Wert einzusetzen; man findet

$$\delta A = \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot F \cdot \frac{\delta \zeta_a}{\delta \alpha} \cdot \delta \alpha$$

und nach einiger Umformung

$$\delta A = A \cdot \frac{1}{\zeta_a} \cdot \frac{\delta \zeta_a}{\delta \alpha} \cdot \frac{\delta \cdot v}{v}$$

oder auch in bemerkenswerter Kürze und Einfachheit

$$\frac{\delta A}{A} = \frac{\delta v}{v} \cdot \Delta \zeta_a,$$

d. h. die prozentuelle Auftriebsänderung ist das $\Delta\zeta_a$fache der prozentuellen Geschwindigkeitsänderung.

In ähnlicher Weise findet man durch Differenzieren von A_w die Beziehung

$$\frac{\delta A_w}{A_w} = \frac{\delta v}{v} \cdot \Delta \zeta_w,$$

während naturgemäß eine Ableitung von A_t nicht besteht.

Diese Ausdrücke kommen zur Anwendung, wenn Böen derart wirken, daß die Richtung der Luftströmung geändert wird.

Bemerkenswerte Drehmomente treten hierbei nicht auf.

c) Die Änderung δv quer zur Geschwindigkeit v bewirkt ein Schiefstellen des Luftstromes zur Symmetrieebene um den kleinen Winkel

$$\delta \tau = \frac{\delta v}{v},$$

und man kann sagen, die Tragfläche hat noch eine Transversalgeschwindigkeit erhalten, die bisher noch nicht aufgetreten ist; nimmt dieselbe endliche Werte an, so geht

$$\delta v \text{ in } v_t$$

und der Transversalwinkel

$$\delta \tau \text{ in } \tau = \frac{v_t}{v}$$

über, wobei immer noch v_t klein gegen v gesetzt wird.

Durch diese Transversalgeschwindigkeit treten ganz eigenartige Erscheinungen auf, die für die Praxis von einschneidender Bedeutung sind.

Bei der Grundform bildet die Strömungsrichtung mit der Vorderkante die Winkel

$$90 + \tau \text{ und } 90 - \tau,$$

die vom Luftstrom überstrichene Flächentiefe T wird auf das

$$\frac{1}{\cos \tau}\text{fache}$$

vergrößert, woraus eine Verringerung des Anstellwinkels auf den Wert

$$\alpha \cos \tau$$

und eine Verringerung der Wölbung im Verhältnis

$$1 : \cos \tau$$

folgen würde.

Diese beiden Änderungen bewirken in erster Linie ein Nachlassen des Auftriebs, und zwar in einer Größenordnung, die annähernd dem Quadrat von τ proportional, also sehr gering ist.

Weiterhin könnte man sich die Transversalbewegung derart denken, daß die Komponente v_t zu v hinzutritt, wodurch eine sehr kleine Steigerung des Auftriebs eintreten würde. Alle diese Änderungen sind insgesamt so gering, daß man sagen kann, der Auftrieb bleibt konstant.

Die Transversalkomponente v_t bewirkt aber noch ein Heraustreten des Druckmittelpunktes aus der Symmetrieebene um den Betrag b (Fig. 7). Dieses Heraustreten wird um so größer sein, je breiter die Fläche ist, irgendwelche genaue Aufschlüsse können eigentlich nur durch Messungen gefunden werden. Nimmt man an, daß die Strömung durchaus gleichmäßig über die ganze Fläche verteilt ist, dann würde sich das Strömungsbild infolge v_t um den geometrischen Mittelpunkt der Fläche drehen und hierbei den Druckpunkt, der ca. $^1/_6$ der Flächentiefe vor der Mitte liegt, mit herausdrehen, man könnte also setzen mit ziemlicher Annäherung

$$b = \frac{1}{6} \cdot T \cdot \tau.$$

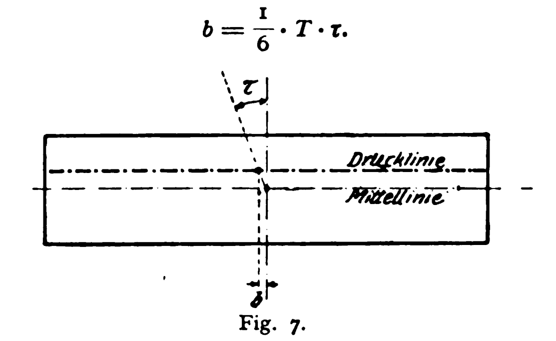


Fig. 7.

Der aus der Symmetrieebene heraustretende Druckpunkt erzeugt ein transversales Drehmoment

$$b \cdot A,$$

das allerdings sehr klein ist und gegenüber den später auftretenden Werten M_t nicht ins Gewicht fällt.

Der Vollständigkeit halber sei noch erwähnt, daß die Rücktriebskomponente A_w, weil sie jetzt zur Symmetrieachse im Winkel τ auftritt, eine Längskomponente

$$A_w \cdot \cos \tau$$

und eine Transversalkomponente

$$A_w \cdot \sin \tau$$

zeigt; dieser letztere Betrag wirkt der Transversalbewegung entgegen und sucht diese aufzuheben.

Das wesentlichste Resultat dieser Erwägungen ist die Erkenntnis, daß die gewöhnliche Grundform nicht imstande ist, einen nennenswerten Transversalwiderstand A_t zu erzeugen, daß vielmehr dazu besondere Flächenformationen, nämlich besonders die V-Form und Abarten nötig sind. Dieselben Flächentypen ergeben aber noch ein weiteres Mittel, nämlich ein starkes transversales Drehmoment M_t, das bestrebt ist, diejenige Flächenhälfte zu heben, die zuerst von der Luftströmung getroffen wird. Diese beiden Werte werden für die verschiedenen Flächenformen in einem besonderen Abschnitt untersucht und ihre Bedeutung in ausführlicher Besprechung gewürdigt werden.

3. Dämpfungsmomente treten dann auf, wenn die Tragfläche um eine der drei Achsen gedreht wird. Diese von der jeweiligen Drehgeschwindigkeit ω abhängigen Momente suchen die Drehbewegung aufzuhalten und werden infolgedessen Dämpfungsmomente genannt. Je nach der Flächengestaltung werden dieselben von den typischen Merkmalen wie V-Form, Pfeilform usw. stark beeinflußt und können in manchen Fällen null, ja sogar negativ werden. Entsprechend den drei Achsen gibt es vornehmlich drei Arten von Momenten, die sich durch folgende Merkmale voneinander unterscheiden:

a) Die Drehung der Tragfläche um eine senkrechte Achse erfordert die Überwindung eines

Kursdrehmomentes M_k.

Dasselbe entsteht dadurch, daß die äußeren (schnelleren) Profile mehr Kraft zur Vorwärtsbewegung benötigen als die inneren.

b) Die Drehung der Tragfläche um eine horizontale Längsachse würde die Maschine in Schräglage bringen, und da die eine Seite der Tragfläche schneller gegen die Luft bewegt werden muß, stellt sich als Hemmnis das transversal wirkende

Dämpfungsmoment M_d

ein, dessen Größe eine wichtige Eigenschaft für jede Maschine ist, da z. B. die Verwindungsklappen beim Regulieren der Horizontallage im Gegensatz zur Schräglage immer dieses Moment überwinden müssen, man sagt: die Maschine reagiert langsam oder schnell auf die Verwindung. Auch bei Böen wird die Maschine um so langsamer Schräglage annehmen,

je größer obiges Moment M_d ist, häufig findet man die drastische Redeweise: die Maschine liegt steif wie ein Brett in der Luft.

c) Die Drehung der Tragfläche um eine horizontale Querachse ist im allgemeinen nur möglich, wenn das Höhensteuer betätigt wird; auch Böen können derart auf die gesamte Maschine wirken, daß ähnliche Drehbewegungen auftreten.

Bei ganz bestimmten Flächenformen treten nun Momente auf, die dieser Drehbewegung entgegenarbeiten; da infolgedessen die Maschinen mit solchen Flächen in der Längsrichtung träger erscheinen, spricht man in diesem Falle von guter Längsstabilität, deren wahre Ursache das in Wirkung gewesene

Längsdämpfungsmoment M_l

ist und das am ausgeprägtesten bei der pfeilförmigen Tragfläche anzutreffen ist. —

Bei den in der Praxis vorkommenden Erscheinungen werden alle drei Momente gleichzeitig auftreten und vielleicht je nach der Reihenfolge ihres Entstehens verschiedene Wirkungen auslösen. In den folgenden Abschnitten soll gezeigt werden, in wie einfacher Weise sich diese eben erwähnten Momente aus den Konstruktionsdaten berechnen lassen und welche Flächenformen Existenzberechtigung haben.

C. Die Flächenverwindung.

Zur Klärung der meisten hier angeschnittenen Fragen ist es notwendig, die Erscheinungen zu untersuchen, die durch Verwindung der Tragflächen entstehen, worunter ein über die gesamte Spannweite B der Grundform sich erstreckendes schraubenförmiges Verdrehen der Fläche verstanden werden soll.

1. Der Verdrehungswinkel Ω ist derart gedacht, daß das von der Mitte um r entfernte Profil den Anstellwinkel

$$a \pm \frac{r}{B}\,\Omega$$

erhält, derselbe nimmt also von dem größten Werte

$$a + \frac{1}{2}\,\Omega$$

an dem einen Tragflächenende ganz gleichmäßig über die Spannweite bis zu dem kleinsten Werte

$$a - \frac{1}{2}\,\Omega$$

auf dem anderen Ende ab, so daß also die maximale Differenz der Anstellwinkel gleich dem Verdrehungswinkel Ω ist (Fig. 8).

Sind Klappen vorhanden, so kann man sich deren Betätigung und Wirkung durch eine gleichmäßig verwundene Fläche ersetzt denken.

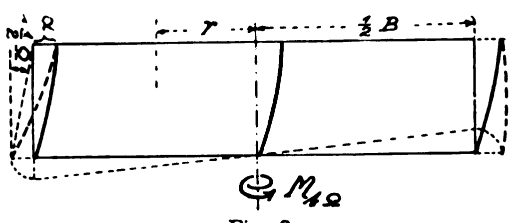


Fig. 8.

Durch die Flächenverwindung entstehen zwei Drehmomente; ein transversal drehendes Moment $M_t\Omega$ und ein kursdrehendes Moment $M_k\Omega$.

2. Das Moment $M_t\Omega$ ermittelt man durch Errechnung des Auftriebszuwachses, den das im Abstand r von der Mitte befindliche Profil erfährt; er beträgt für das kleine Flächenstückchen $T \cdot dr$ bekanntlich

$$\frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot T \cdot dr \cdot (\zeta_a\Omega - \zeta_a).$$

Bestimmt man den Auftriebskoeffizienten $\zeta_a\Omega$ unter der Annahme, daß Ω gegen a sehr klein ist, mit Hilfe des Differentialquotienten, so findet man

$$\zeta_a\Omega = \zeta_a + \frac{r}{B} \cdot \Omega\,\frac{d\zeta_a}{da}$$

und den wirklichen Zuwachs an Auftrieb

$$\frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot T \cdot dr \cdot \frac{r}{B} \cdot \Omega\,\frac{d\zeta_a}{da}.$$

Da dieser Betrag an dem Hebelarm r angreift, so findet sich schließlich im Differentialausdruck

$$d M_t\Omega$$

die Funktion

$$\frac{r^2}{B}\,dr$$

vor, die in den Grenzen $+\frac{B}{2}$ und $-\frac{B}{2}$ zu integrieren ist, so daß man hierfür

$$\frac{1}{12}\,B^2$$

erhält und für das Moment selbst den Ausdruck:

$$M_t\Omega = \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot T \cdot \frac{1}{12} \cdot B^2 \cdot \Omega\,\frac{d\zeta_a}{da}.$$

Durch Einführung von A kommt man zu der einfachen Darstellung

$$M_t\Omega = A \cdot \frac{B}{12} \cdot \Omega \cdot \Delta\,\zeta_a.$$

Die Verwindung hat also die Wirkung, daß plötzlich der Auftrieb um das Stück

$$\frac{B}{12} \cdot \Omega \cdot \Delta\,\zeta_a$$

aus der Symmetrieebene herauszutreten scheint.

Als Momenteinheit könnte man das von den Tragflächen auf die Symmetrieebene (als Querschnitt!) ausgeübte Biegungsmoment

$$M = \frac{1}{8}\,A \cdot B$$

ansehen, alsdann würde

$$M_t\Omega = \frac{2}{3} \cdot M \cdot \Omega\,\Delta\,\zeta_a$$

sein. Diese Beziehung lehrt vor allem, daß das Moment dem relativen Differentialquotienten $\Delta\zeta_a$ proportional ist; die Verwindung ist also um so wirksamer, je kleiner der jeweilig in Benutzung gekommene Anstellwinkel ist.

2. Das kursbeeinflussende Moment $M_k\Omega$ kann man in gleich einfacher Weise ermitteln wie $M_t\Omega$ man braucht nur

ζ_w für ζ_a

zu setzen, und findet als Hauptformel

$$M_k\Omega = A_w \cdot \frac{B}{12} \cdot \Omega \cdot \Delta\,\zeta_w.$$

Der Flugzeugführer muß dieses Moment während des Verwindens durch Betätigung des Seitensteuers aufheben. Man erkennt, daß dasselbe infolge $\Delta\zeta_w$ bei kleinen Anstellwinkeln unwesentlich ist.

D. Die Transversalkräfte.

Die unter dem Transversalwinkel τ schief die Symmetrieebene treffende Luftströmung erzeugt bei gewissen Flächenformationen einen Transversaltrieb A_t und ein transversales Drehmoment M_t. Folgende Flächenformen sollen untersucht werden:

1. Die V-Form. Infolge des V-Formwinkels φ treten zwei Erscheinungen auf:

a) Der Anstellwinkel ist auf der einen Flächenhälfte größer, auf der anderen kleiner; die dadurch entstandenen Unterschiede in den Auftriebsverhältnissen sind die Hauptquellen für M_t.

b) Die linke und die rechte Hälfte von A bilden miteinander einen Winkel, sind diese beiden Hälften



nicht genau gleich groß (wie unter a) gezeigt!), so tritt infolge der Differenz der Horizontalkomponenten ein Horizontalschub auf (Fig. 9).

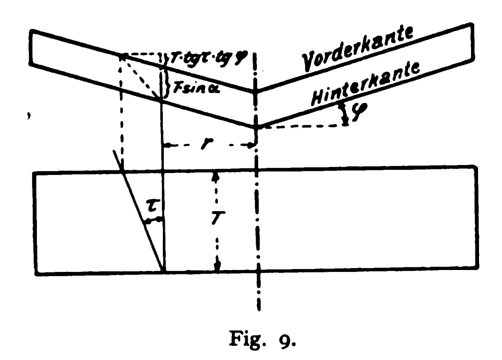


Fig. 9.

Infolgedessen findet man als Anstellwinkel a_τ folgendes: Die Öffnungshöhe $T \sin a$ der Fläche wird auf der einen Flächenhälfte um den Betrag

$$T \operatorname{tg} \tau \operatorname{tg} \varphi$$

vergrößert, auf der anderen um ebensoviel vermindert, als Anstellwinkel findet man daher genügend genau

$$a_\tau = a \pm \varphi \operatorname{tg} \tau$$

und als Auftriebszuwachs auf der einen Seite

$$\frac{\gamma}{g} \cdot \frac{F}{2} \cdot v^2 \cdot \varphi \operatorname{tg} \tau \cdot \frac{d\zeta_a}{da}$$

oder auch

$$\frac{1}{2} A \cdot \varphi \operatorname{tg} \tau \cdot \Delta \zeta_a$$

und eine ebenso große Druckverminderung auf der anderen Seite.

Nimmt man an, daß die Resultierende jeder Flächenhälfte durch deren Mitte geht, so kann man letzteren als Auftriebszuwachs gekennzeichneten Betrag als Kraft eines Kräftepaares ansehen mit einem Hebelarm gleich $\frac{1}{2} B$, so daß also als transversales Drehmoment der interessante Ausdruck entsteht:

$$M_t = \frac{1}{4} A \cdot B \cdot \varphi \cdot \operatorname{tg} \tau \cdot \Delta \zeta_a,$$

er kann auch kürzer geschrieben werden:

$$M_t = 2 M \cdot \varphi \cdot \operatorname{tg} \tau \cdot \Delta \zeta_a.$$

Es ist also bemerkenswert, daß dieses Moment vom V-Formwinkel φ, vom Transversalwinkel τ und ebenfalls auch von $\Delta\zeta_a$ abhängig ist.

Setzt man vergleichsweise

$$\Omega = 1^0 \text{ und } \varphi = 4^0,$$

so findet man, daß die Gleichung

$$M_t = M_t \Omega$$

nur bestehen kann, wenn

$$\operatorname{tg} \tau = \frac{1}{12}$$

ist, d. h. wenn der Transversalwinkel

$$\tau = \text{ca. } 4^0 \text{ bis } 5^0$$

beträgt; das durch die V-Form geschaffene automatisch eintretende Moment kann also in der Größenordnung mit der gut arbeitenden Verwindung verglichen werden.

Anknüpfend an die obigen Erörterungen ergeben die Horizontalkomponenten einen Horizontalschub, der sich mit Hilfe von $\sin \varphi$ aus dem Auftriebszuwachs berechnen läßt zu

$$A_t = A \cdot \varphi \cdot \operatorname{tg} \tau \cdot \sin \varphi \cdot \Delta \zeta_a.$$

Auch diese Größe ist wiederum von $\Delta\zeta_a$ abhängig und von der Winkelfunktion

$$\operatorname{tg} \tau \cdot \varphi \cdot \sin \varphi.$$

Setzt man beispielsweise oben gewählte Werte ein und $\Delta \zeta_a = 0{,}15$, so würde

$$A_t = \frac{1}{240} A$$

sein und

$$M_t = \frac{1}{80} \cdot A \cdot B.$$

Der Vollständigkeit halber soll noch hervorgehoben werden, daß außer M_t noch ein kursdrehendes Moment entsteht, das sich ohne weiteres durch Wechseln von ζ_a und ζ_w anschreiben läßt zu

$$\frac{1}{4} \cdot A \cdot B \cdot \varphi \cdot \operatorname{tg} \tau \cdot \Delta \zeta_w.$$

Eine Abart der reinen V-Form ist die kreisförmige Gestaltung der Flächen; dieselbe muß sich natürlich ebenso verhalten, wie die mit geraden Flächen und würde nur besondere Erscheinungen zeigen, wo außerdem noch hochgebogene Flächenenden vorhanden sind.

Um sich von den Verhältnissen doch noch eine verwertbare Vorstellung machen zu können, denke man sich von der Tragfläche das linke und das rechte Viertel in der V-Form 2φ hochgebogen, alsdann würde der Auftriebszuwachs ebensoviel betragen wie bei der reinen V-Form, da der doppelte φ-Winkel die nur zur Hälfte hochgebogene Fläche an Wirkung ausgleicht. Da aber dieses Kräftepaar den Hebelarm $\frac{3}{4} B$ hat, so wird das transversale Drehmoment M_t auch 50% größer als bei der reinen V-Form. Hiernach kann man beurteilen, welche Folgen eine weitere Umgestaltung der Fläche haben kann.

Durch die gleichartige Betrachtung findet man als Transversaltrieb einen Wert, der infolge von $\sin 2\varphi$ doppelt so groß ist, als für die reine V-Form in obiger Formel für A_t angegeben.

Es ist also unbestreitbar, daß die kreisförmige Gestaltung der V-Form die Wirkungen der reinen V-Form steigert; da obendrein noch die den aerodynamischen Druck erzeugende Luftströmung über die Fläche so verteilt ist, daß ein seitliches Abfließen der Luft zwecks Vermeidung der Wirbel erwünscht ist, so erscheint auch aus diesem Grunde diese Abart der V-Form am zweckmäßigsten zu sein. —

Eine weitere Abart der reinen V-Form ist die doppelte V-Form, d. h. jede Flächenhälfte ist in einem nach unten offenen V gestellt. Man kann die oben gefundenen Betrachtungen ohne weiteres übertragen, wenn man voraussetzt, daß die einzelnen Flächenabschnitte sich nicht erheblich gegenseitig beeinflussen (Fig. 10).

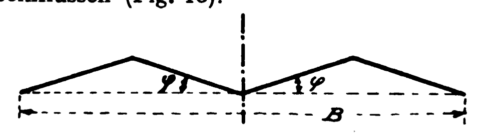


Fig. 10.

Die einzelnen V-Formwinkel können gleich oder verschieden sein, man findet unter der Annahme, daß alle Flächenabschnitte gleich $\frac{1}{4} B$ sind und die gleichen Winkel φ nur mit abwechselndem Vorzeichen haben, folgendes: Der Auftriebszuwachs infolge τ auf jedem der vier Abschnitte ist naturgemäß auf die Hälfte gesunken (bzw. die Auftriebsabnahme). Während also bei der reinen V-Form sich das Moment M_t beispielsweise von dem Kräftepaar

$$A' \cdot \frac{B}{2}$$

gebildet wird, treten jetzt statt zwei Kräfte A' nunmehr vier Kräfte $\frac{1}{2} A'$ auf, die auffälligerweise derart wirken, daß die Tragfläche sich in umgekehrter Richtung drehen würde, als bei der reinen V-Form. Faßt man den ersten und zweiten Abschnitt (also die linke Tragflächenhälfte) zusammen, so ergeben beide, da der Hebelarm $\frac{1}{4} B$ ist, das Kräftepaar

$$-\frac{1}{8} B \cdot A',$$

und da das Kräftepaar der rechten Fläche ebenso groß ist und auch im gleichen Sinne wirkt, so tritt als transversal wirkendes Moment auf

$$-\frac{1}{4}A' \cdot B,$$

d. h. halb so viel, aber negativ von dem Betrag M_t der reinen V-Form.

Der Transversaltrieb der gesamten Fläche bleibt jedoch derselbe, da alle vier Abschnitte gleiche Beträge in gleicher Richtung liefern, dies ist auch verständlich, da im Ausdruck von A_t der Winkel φ quadratisch vorkommt, mithin ist das Vorzeichen von A_t von dem von φ unabhängig.

Nach diesen Ausführungen kann man zusammenfassen: Die Doppel-V-Form liefert unabhängig von ihrer Zusammensetzung bzw. Unterteilung der φ-Winkel immer einen Transversaltrieb, kann aber so ausgebildet werden, daß das Drehmoment M_t null, positiv oder negativ ist.

2. Die Pfeilform. Die Transversalbewegung bewirkt bei pfeilförmigen Flächen, daß die in Strömungsrichtung gemessene, über die gesamte Spannweite konstante Flächentiefe T auf

$$T \cdot \frac{\cos \pi}{\cos (\pi \mp \tau)} \text{ fache}$$

gesteigert bzw. vermindert wird, und da die Öffnungshöhe des Anstellwinkels dieselbe bleibt, wird infolgedessen auf der einen Seite der Anstellwinkel α auf das

$$\frac{\cos (\pi - \tau)}{\cos \pi} \cdot \alpha \text{ fache},$$

auf der anderen auf das

$$\frac{\cos (\pi + \tau)}{\cos \pi} \cdot \alpha \text{ fache}$$

verändert, so daß gekürzt ($\cos \tau = 1$) der Anstellwinkel übergeht in (Fig. 11)

$$\alpha \pm \alpha \operatorname{tg} \pi \cdot \operatorname{tg} \tau.$$

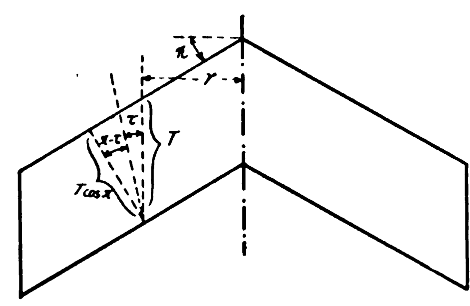


Fig. 11.

Da die Fläche pro Hälfte bei nicht zu großem τ unverändert bleibt, so erhält die eine Flächenhälfte einen Auftriebszuwachs, der sich aus dem Zuwachs des Anstellwinkels

$$\alpha \operatorname{tg} \pi \operatorname{tg} \tau$$

berechnen läßt zu

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot \frac{d\zeta_a}{d\alpha} \cdot \alpha \operatorname{tg} \pi \operatorname{tg} \tau$$

und nach einiger Umformung

$$\frac{1}{2} A \cdot \Delta \zeta_a \cdot \alpha \operatorname{tg} \pi \operatorname{tg} \tau.$$

Die gleiche Kraft ist auf der anderen Flächenhälfte in umgekehrter Richtung tätig, so daß der Hebelarm dieses Kräftepaares $\frac{1}{2} B$ beträgt und als transversales Drehmoment ergibt

$$M_t = \frac{1}{4} A \cdot B \cdot \alpha \operatorname{tg} \pi \cdot \operatorname{tg} \tau \cdot \Delta \zeta_a$$

als Abkürzung kann man auch die Momentgröße M einführen und schreiben

$$M_t = 2\,M \cdot \alpha \operatorname{tg} \pi \operatorname{tg} \tau \cdot \Delta \zeta_a.$$

Dieser Ausdruck für M_t zeigt bemerkenswerterweise wiederum die Abhängigkeit von $\Delta\zeta_a$ und ferner vom Anstellwinkel direkt, d. h. dieses Moment ist vom Produkt $\alpha\Delta\zeta_a$ als Funktion von α abhängig und wird mit $\alpha = 0$ auch null.

Die Gegenüberstellung mit der V-Form verlangt als Gleichwertigkeit der Momente M_t die Vorbedingung

$$\alpha \operatorname{tg} \pi = \varphi.$$

Bedenkt man, daß der Anstellwinkel α meistens kleiner als 5° ist und $\operatorname{tg} \pi$ auch kaum 0,5 erreicht, meistens nicht einmal 0,3 übersteigt, so kann man sagen, daß die bisher angewandte Pfeilform in bezug auf π einer kleinen V-Stellung, nämlich 1 bis 2°, äquivalent ist. Übrigens sucht dieses Moment die Maschine derart zu drehen, daß die der Luftströmung erst dargebotene Fläche hochgeht.

Gegenüber der V-Form liefert die Pfeilform keinen Transversaltrieb A_t, da die Auftriebsdrucke der beiden Flächenhälften senkrecht stehen.

Die Rücktriebskomponenten liefern ebenso wie bei der V-Form einen kleinen Betrag als Transversalwiderstand und dann ein Kursdrehmoment, das bestrebt ist, die Fläche so zu drehen, daß die Transversalbewegung verschwindet.

Sobald τ größere Werte annimmt, treten andere Strömungserscheinungen auf, und zwar bietet die von der Luftströmung zuerst getroffene Flächenhälfte der Strömung ihre Breitseite dar und die andere ihre Längsseite, infolgedessen wird das transversale Drehmoment erheblich größer, als bei gleichmäßiger Zunahme von τ zu erwarten wäre.

3. Bei Doppeldeckern kann man Ober- und Unterdeck wie einzelne Flächen ansehen und nach Maßgabe der vorangegangenen Erläuterungen für diese einzeln die Drehmomente M_t und die Transversalkräfte A_t ermitteln. Zwecks Zusammenziehung können die M_t-Werte addiert werden, einschließnoch jener Beträge, die eventuell durch A_t hinzukommen.

Die Wirkung dieser A_t-Kräfte kann eine sehr eigenartige sein; beispielsweise wird eine in starke V-Form gestellte Unterfläche einen starken Transversaltrieb erzeugen, der jedoch unterhalb des Schwerpunktes wirkt, die Maschine seitlich zu beschleunigen und auch gleichzeitig durch das dadurch neugeschaffene Drehmoment seitlich zu verdrehen sucht, während natürlich eine A_t-Kraft der oberen Fläche die umgekehrte Drehrichtung erzeugen würde. Man könnte also beispielsweise dadurch, daß die untere Fläche mehr V-Form erhält als die obere, es so einrichten, daß die Resultierende beider Kräfte durch den Schwerpunkt geht.

Sind ferner noch die beiden Tragdecken gestaffelt, so würden die A_t-Kräfte Kursdrehmomente erzeugen, da die Horizontalprojektion der beiden A_t-Kräfte vom Ober- und vom Unterdeck sich nicht decken. Es ist ja naheliegend, daß über die Kursdrehmomente weniger zu sagen ist, da diese Frage im wesentlichen vom Seitensteuer und dessen Führungsflächen (Flossen) beherrscht wird.

4. Die Bedeutung der M_t-Momente und der A_t-Kräfte kann nur im Anschluß an ein besonderes Studium über die Wirkungsweise der Böen erörtert werden. In Kürze mag folgendes hervorgehoben werden: Jede seitliche Böe ändert plötzlich die Strömungsrichtung der Luft zur Maschine damit, daß plötzlich zwischen Strömung und Symmetrieebene der im allgemeinen kleine Transversalwinkel τ entsteht. Jetzt gilt die Frage: wie pariert die Maschine diese Böe. Zunächst wird man untersuchen, wie wird die Maschine von der Böe seitlich gedreht oder geschoben oder wie wird der Kurs geändert, dazu bieten die obigen Formeln eine Handhabe und erleichtern die fernere Erörterung: wie muß die Maschine reagieren, damit die Böe möglichst ohne eigene Störung selbsttätig wirkungslos gemacht wird. Ein Mittel könnte sofort genannt werden: die Maschine sollte sich schneller in die neue Bewegungsrichtung einstellen, als eine transversale Drehung ausführen, unter anderem muß dann das Trägheitsmoment des Rumpfes in bezug auf die senkrechte Schwerachse möglichst gering sein, also Zusammenziehung aller Gewichte.

(Schluß folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. E. 19826. Tragkörper für Pralluftschiffe mit Spitzenkammer; Zus. z. Anm. E. 18587. Dipl.-Ing. Carl Eberhardt, Darmstadt. A. 7. 1. 13, E 12. 6. 15.

77h. B. 70406. Wasserflugzeug mit nach unten gehenden Wassertragflächen tragenden Taucharmen. Charles Denniston Burney, Alresford, England, und The British and Colonial Aeroplane Company Limited, Bristol, Engl. A 27. 1. 13, E 15. 6. 15.

77h. M. 40281. Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben. Gustav Mees, Charlottenburg, Schlüterstr. 81. A 1. 2. 10, E 15. 6. 15.

77h. O. 9235. Geschoßabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge zur Aufhebung der nach vorwärts gerichteten Bewegungskomponente des Geschosses. Optische Anstalt C. P. Goerz A.-G., Berlin-Friedenau. A 17. 7. 14, E 22. 6. 15.

77h. P. 31994. Flugzeug mit aufklappbaren Windfangflächen. Franz Podes, Berlin, Waldenserstr. 9. A 2. 12. 13, E 22. 6. 15.

77h. S. 36933. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung; Zus. z. Anm. S. 34548. Adolf Sprater, Neustadt a. d. Haardt. A 8. 8. 12, E 22. 6. 15.

77h. Sch. 47855. Abwurfvorrichtung für Bomben bei reihenweiser Aufhängung an um eine Welle versetzt angeordneten Teilen. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 13. 10. 14, E 22. 6. 15.

77h. L. 33479. Flugzeug, dessen seitliche, um in der Flugrichtung liegende Achsen schwingbare Stabilisierungsflächen durch ein Pendel verstellt werden. Ernst Lindner, Gera-Reuß, Spörlstr. 5. A 2. 12. 11, E 26. 6. 15.

77h. P. 31602. Propellerbefestigung für Flugzeuge. Pfadfinder für Aviatik G. m. b. H., Bremen. A 29. 9. 13, E 29. 6. 15.

77h. T. 19068. Gas- und wasserdichter Stoff für Ballonhüllen u. dgl. J. Traube, Charlottenburg, Am Lützow 13a. A 20. 10. 13, E 3. 7. 15.

46a. A. 24730. Explosionskraftmaschine mit in einer Trommel radial verschiebbaren, um die Trommelachse kreisenden Kolben. Hermann Adrian, Oberkassel, Siegkreis. A 9. 10. 13, E 29. 6. 15.

46a. St. 18965. Kraftmaschine mit mehreren parallelen, um eine feststehende Mittelachse gemeinsam umlaufenden Zylindern. The Statax Engine Company Ltd., London. 29. 9. 13. England. A 4. 7. 13, E 26. 6. 15.

Patenterteilungen.

77h. 284375. Flugvorrichtung mit zwei übereinander angeordneten, etwa rechteckigen Tragflächen, deren größte Ausdehnung in der Längsrichtung der Flugvorrichtung liegt. Berthold Flick, Eisenacherstr. 12, und Paul Reinig, Königstr. 59, Berlin-Mariendorf. 28. 6. 11. F. 32621.

77h. 284456. Einrichtung zur Bergung von Luftschiffen in von oben zu beschickenden Bergungsräumen. Carl Prager, Straßburgerstr. 24, und W. Steinhorst, Ehrensteinstr. 49, Leipzig. 3. 1. 13. P. 30076.

77h. 284565. Vorrichtung zum Verankern von Flugzeugen auf einer aus gespannten Drähten bestehenden Landungsplattform. James Townsend Amiss, New York. 11. 10. 13. A. 24719.

77h. 284575. Schlagflügel für Flugzeuge mit elastischen Flügelstangen. Dr. Friedrich Kopsch, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserplatz 2. 27. 7. 13. K. 55626.

77h. 284669. Flugzeugflügel. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Johannisthal b. Berlin. 27. 1. 14. R. 39765.

77h. 284670. Fallschirmvorrichtung für Flugzeuge mit sich öffnender, den Fallschirm bildender Tragfläche. Stefan Sturm, Obertürkheim, Cannstatterstr. 8. 15. 3. 12. St. 17128.

77h. 284786. Flugmaschine mit Schlagflächen, welche durch Formveränderung eine Schlagbewegung erzeugen. Adolf Hawerländer, Charlottenburg, Schlüterstr. 25. 1. 9. 12. H. 58894.

77h. 284847. Einrichtung zum Herausbringen von Luftschiffen aus der Halle und zum Einführen in diese. Georg Denk, München, Müllerstr. 6. 25. 5. 11. D. 26810.

77h. 284875. Vorrichtung zur Gewinnung von Ballast für Luftschiffe. Dipl.-Ing. Hans Zimmermann, Charlottenburg, Grolmanstr. 59. 24. 10. 12. Z. 8118.

77h. 284892. Vorrichtung mit einem am Spannmast drehbar gelagerten Hebel zum gemeinsamen Entspannen und Anziehen der Spanndrähte bei Flugzeugen. Automobil- & Aviatik, A. G., Mülhausen, Els. 19. 4. 13. A. 23850.

77h. 284990. Ballastwassergewinner; Zus. z. Pat. 284875. Dipl.-Ing. Hans Zimmermann, Charlottenburg, Grolmanstr. 59. 14. 6. 13. Z. 8469.

77h. 285042. Bootskörper für Wasserflugzeuge. Deutsche Flugzeug-Werke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. 19. 12. 12. D. 28070.

37f. 284623. Bewegungsvorrichtung für drehbare Luftschiff-Langhallen. Zeppelin Hallenbau G. m. b. H., Berlin. 29. 8. 13. B. 73711.

37f. 284624. Schiebe-Drehtor für Luftschiffhallen. Società Nazionale delle Officine di Savigliano, Turin. 19. 2. 14. S. 41415.

46c. 284824. Sicherheitsvorrichtung zwecks Abstellung der Zündung oder der Kraftmittelzufuhr an flüssigkeitsgekühlten Zylindern von Kreiselmotoren. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21/22. 18. 10. 13. W. 43419.

46b. 285120. Federeinrichtung bei Ventilen für Verbrennungskraftmaschinen. Österreichische Daimler-Motoren A.-G., Wiener-Neustadt. 22. 9. 14. O. 9278. Österreich 27. 12. 13.

46c. 285121. Schalldämpfer, insbesondere für Gasmaschinen mit in einem zylindrischen Gehäuse ineinandergeschachtelten und exzentrisch zueinander liegenden geschlitzten Mänteln. The Maxim Silencer Company, Hartford, Connecticut, V. St. A. 6. 2. 13. M. 50353.

46c. 285169. Vorrichtung zum Anlassen von Explosionsmotoren durch eine Schwungmasse; Zus. z. Pat. 284010. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 18. 9. 13. B. 75936.

46c. 285170. Einrichtung zum Anlassen von Explosionsmotoren; Zus. z. Pat. 284010. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 10. 5. 14. B. 77146.

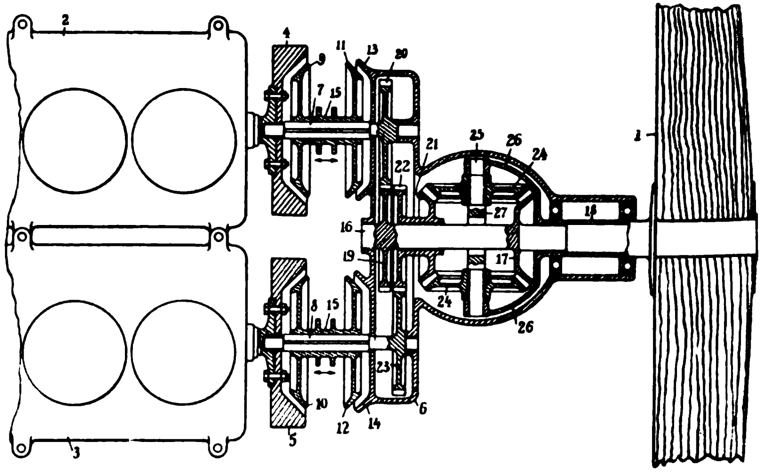
46c. 285171. Zylinderkühlung von Explosionskraftmaschinen durch expandierende Preßluft; Zus. z. Pat. 251863. Rudolf Gustav Cohen, Hamburg, Klopstockstr. 16. 27. 8. 14. C. 25277.

Auszüge aus den Patentschriften.

273515. Propellerantrieb für Luftfahrzeuge, insbesondere Aeroplane, mit zwei Motoren. Ferdinand Porsche in Wiener-Neustadt. Bei dem Propellerantrieb für Luftfahrzeuge, insbesondere Aeroplane, wird die Propellerachse durch zwei Motoren angetrieben, die mit einem die Propellerwelle antreibenden Differentialgetriebe durch auslösbare Kuppelungen verbunden sind. Durch die Auslösebewegung der Kuppelungen wird das zugehörige Übersetzungsrad des Differentialgetriebes festgestellt.

Zum Antreiben des Propellers 1 sind zwei Motoren 2 und 3 angeordnet, deren Schwungräder 4 und 5 als Hälften von Kegelkuppelungen ausgebildet sind. Vor den Schwungrädern 4 und 5 ist ein aufschließbares Gehäuse 6 angeordnet, in dem die eine Fortsetzung der Motorwellen bildenden Wellen 7 und 8 mit ihren freien Enden gelagert sind. Auf den Wellen 7 und 8 sind die verschiebbaren Kuppelungshälften 9 und 10 angeordnet und mit denselben durch Nut und Feder verbunden. Jede verschiebbare Kuppelungshälfte 9 bzw. 10 ist mit einem Bremskegel 11 bzw. 12 versehen, der bei ausgerückter Kuppelung 4, 9 bzw. 5, 10 in einen am Gehäuse 6 angeordneten Bremskegel 13 bzw. 14 eingreift und die betreffende Welle 7 bzw. 8 feststellt. Die Bremskegel 11, 12 können auch direkt an den Kuppelungskegeln 9, 10 angeordnet werden.

Zwischen den beiden Wellen 7 und 8 ist im Gehäuse 6 ein mit dem Propeller 1 konaxiales Umlaufgetriebe angeordnet. Die Achse 16 des äußeren Kegelrades 17 ist einerseits in der Gehäusewand, andererseits in der hohlen Propellerachse 18 gelagert und trägt



Zu Nr. 273516.

ein festsitzendes Zahnrad 19, das in ein auf der Kuppelungswelle 7 des Motors 2 befestigtes Zahnrad 20 eingreift. Das andere mit dem Propeller konaxiale Kegelrad 21 sitzt lose auf der Achse 16 des Kegelrades 17 und ist mit einem Zahnrad 22 verbunden, das mit einem Zahnrad 23 der Kuppelungswelle 8 des anderen Motors 3



kämmt. Die Umlaufkegelräder 24 des Differentialgetriebes sitzen lose auf einer Querwelle 25, die in den mit der hohlen Propellerachse 18 verbundenen Armen 26 oder einer Schale gelagert ist. Die Querwelle 25 ist für den Durchtritt der Achse 16 entweder gekröpft oder mit einem mittleren Ring 27 versehen.

274 332. **Prallmantel-Tragkörper für Luftschiffe.** Wilhelm Cauer in Berlin-Westend. Die Prallmantel-Tragkörper für Luftschiffe von der Bauweise, wie sie durch das Patent 265 517 geschützt war, sind dadurch verbessert, daß die Öffnungen, die den, den unteren Teil des Innenraumes des Tragkörpers bildenden Luftraum mit der Außenluft verbinden, mit Verschlußvorrichtungen versehen sind. Ferner ist der Luftraum mittels Füllschläuchen mit den in den Gondeln für das Aufblasen der Ballonets vorhandenen Luftpumpen verbunden, so daß der Luftraum im Notfalle gegen die Außenluft nach Art von Ballonets abgeschlossen und aufgepumpt werden kann. Die Formhaltung wird dann, selbst wenn die Steifigkeit des Zellensystems vollständig versagen sollte, in derselben Weise bewirkt wie bei den bekannten unstarren Luftschiffen.

Fig. 1 zeigt ein Ausführungsbeispiel der Erfindung im Querschnitt, Fig. 2 im Längsschnitt.

Die Zellen *a*, die in ihrer Auseinanderreihung die Schale des Tragkörpers bilden, haben, wie beim Gegenstand des früheren Patents 265 517, dreieckigen Querschnitt erhalten. Während die Zwischenwände *z* zwischen je zwei Zellen eben sind, haben die die

Fig. 1.

Gas unter Überdruck
Luft unter Überdruck
Gas ohne Überdruck
Luft ohne Überdruck

Fig. 2.

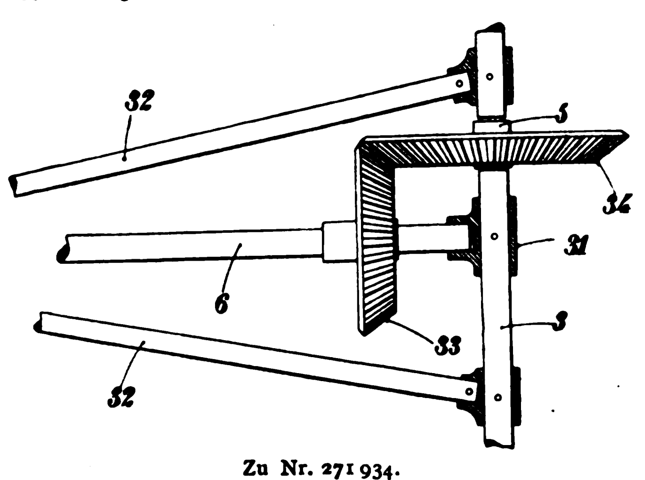
Zu Nr. 274 332.

Innenhaut *J* der Schale des Tragkörpers bildenden Zellenwände eine erheblich stärkere Krümmung erhalten als die, die Außenhaut *A* des Tragkörpers bildenden Zellenwände, damit Innenhaut und Außenhaut der Schale bei Streckung ungefähr gleichen Gesamtumfang besitzen, und folglich beim Aufpumpen des Luftraums *b* und damit auch des Gasraums *f* das Anlegen der Innenhaut *J* gegen die Außenhaut *A*, wie oben beschrieben, unter Zusammenfaltung der Zwischenwände *z* wirklich zustande kommen kann. Diese Anordnung hat zugleich den Vorteil, daß das Luftschiff sich gut entleeren und zusammenlegen läßt.

Der Luftraum *b* ist, um eine Durchschneidung der Querwände *c* mit der Gas und Luft trennenden biegsamen Längswand *d* zu vermeiden, in Einzelräume geteilt, die sich je von Querwand zu Querwand erstrecken.

Die die Lufträume *b* mit der Außenluft verbindenden Öffnungen *e* sind mit Verschlußvorrichtungen *g* versehen, die nach Bedarf in Wirksamkeit gesetzt werden können. Füllschläuche *h* verbinden die Lufträume *b* mit den an den Querwänden aufgehängten Gondeln *i* oder mit den in diesen befindlichen Luftpumpen *l*.

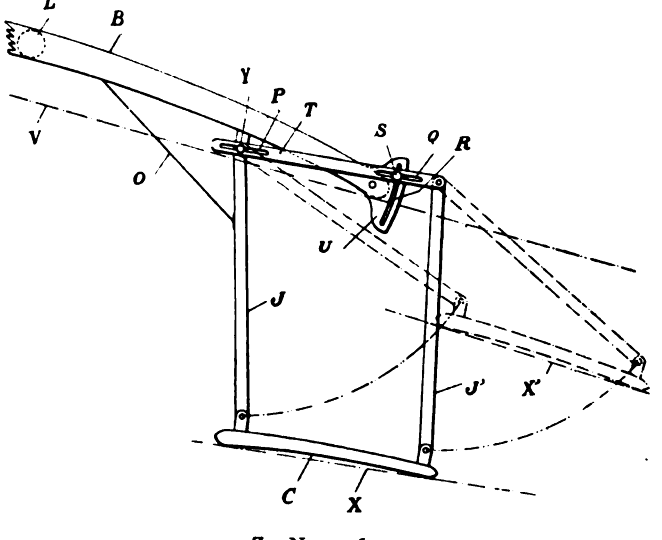
271 934. **Vorrichtung zum gleichzeitigen Verstellen von Flugzeugflächen um zwei senkrecht aufeinanderstehende Achsen.** René Tampier in Paris. Die Schwenkwelle 3 bildet zusammen mit den Streben 32 einen Dreiecksrahmen, in dem eine senkrecht auf der Welle 3 stehende zweite Welle 6 drehbar gelagert ist. Auf dieser Welle 6 ist ein Kegelrad 33 befestigt, das mit einem zur Schwenkwelle 3 konaxialen,



Zu Nr. 271 934.

aber durch Anordnung an der feststehenden Muffe 5 unverdrehbar gelagerten Kegelrad 34 kämmt. Wird die Schwenkwelle 3 durch ein Handrad o. dgl. um ihre eigene Achse gedreht, so schwingt die Welle 6 und der Dreiecksrahmen 32 mit; gleichzeitig aber rollt sich das auf der Achse 6 sitzende Kegelrad 33 auf dem festen Kegelrad 34 ab, und die Welle 6 führt somit außer einer Schwenkbewegung um die Achse der Welle 3 auch noch eine Drehbewegung um ihre eigene Längsachse aus.

276 170. **Flugzeug mit um quer zur Flugrichtung liegende Achsen schwingbaren Flügeln.** Auguste Pierre Biais, Jean Jules Cambou in Bordeaux und Charles Marie Joseph Baillod in Colombes, Seine. Zusatz zum Patent 276 169.



Zu Nr. 276 170.

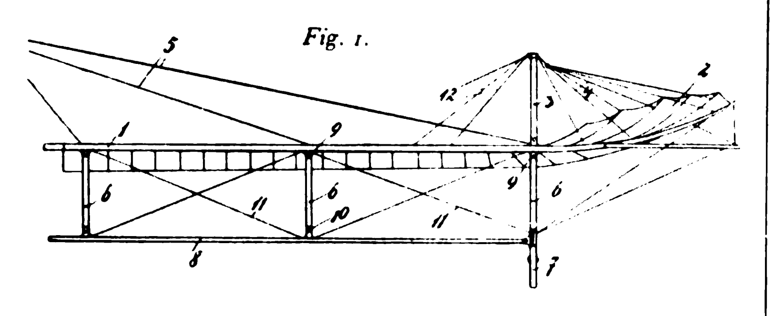
Bei dem Flugzeug mit um quer zur Flugrichtung liegende Achsen schwingbaren Flügeln nach Patent 276 169 bildet der der Hilfsfläche parallele Teil des Parallelogramms einen besonderen Teil *T*. Dieser ist durch Schlitze *P* und *Q* einerseits mit dem als Führung dienenden oberen Gelenkbolzen Y des Schwingarmes *J*, und anderseits mit dem in einem Endschlitz *R* des Flügels *B* der Höhe nach einstellbaren Feststellbolzen *S* verbunden.

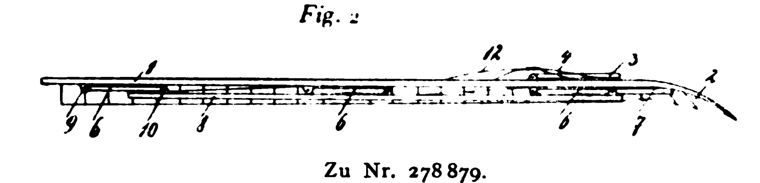
278 879. **Zerlegbares Flugzeug.** Melli Beese in Johannisthal b. Berlin. Die Streben der Tragflächengerüste sind in ihren Stützpunkten mit Gelenken versehen. Nach Lösen der in einer Diagonalrichtung gezogenen Spanndrähte läßt sich das ganze Gerüst

an die Tragfläche heranklappen. Diese Konstruktion läßt sich auch auf die mit Brückenträgern versehenen Eindecker übertragen. Der Brückenträger wird in seiner Ebene zusammengelegt, so daß die seitlich von der Brücke zu den Flügelrippen geführten Spanndrähte, welche die richtige Krümmung der Rippen sichern, beim Zusammenlegen in ihrer Länge unverändert bleiben können.

Fig 1 zeigt eine Vorderansicht in verspanntem Zustande und Fig. 2 dieselbe nach Anklappen der Spannstreben.

Es bezeichnet 1 die Tragfläche mit verwindbaren Enden 2, Streben 3 des Verwindungsturmes mit Spanndrähten 4 sowie zum Hauptgerüstturm führenden, also die Tragflächen in der Horizontalen haltenden Spanndrähten 5. Unterhalb der Tragfläche 1 sind Streben 6





Zu Nr. 278 879.

vorgesehen, deren äußerste an ihrem unteren Ende den bekannten, federnd angelenkten Auflaufschuh 7 trägt, während die Streben miteinander durch den Holm 8 verbunden sind. Sowohl diese Streben 6 als die Streben 3 des Verwindungsturmes sind mit der Tragfläche durch Gelenke 9 verbunden, ebenso wie auch die Verbindung der Streben 6 mit dem Holm 8 gelenkig durch Bolzen o. dgl. 10 erfolgt. Dadurch wird es ermöglicht, nach Abmontierung der Spanndrähte 11 die Streben 6 mit dem Holm 8 an die Tragfläche 1 heranzuklappen, wie auch in Fig. 2 veranschaulicht ist.

281 314. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Max Uecke in Berlin-Friedenau.

Durch eine in Kreuzform ausgeführte Flüssigkeitswage werden die Stromkreise von Servomotoren geschlossen. An der Flüssigkeitswage sind Kontakte angebracht, durch die bei geringer Neigung des Flugzeuges Stabilisierungsflächen eingestellt werden, während bei größerer Neigung des Flugzeuges größere Teile der Tragflächen aufgerichtet werden, die das Abrutschen des Flugzeuges erschweren.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Das automatisch kipp- und sturzsichere Flugzeug der Zukunft. Kurzgefaßte Studie über den gegenwärtigen Stand der Flugtechnik mit Ausblicken in die Zukunft von Dr. Raimund Nimführ, Wien. Als Manuskript gedruckt für die Freunde des wissenschaftlichen Flugwesens bei Franz Schoder, Augsburg. gr. 8° 30 Seiten.

Deutscher Luftflotten-Verein (E. V.), Berlin W., Frobenstr. 27, gibt Luftflotten-Künstlerpostkarten heraus, die Serie zu M. 3.

Kriegsluftschiffe und Kriegsflugzeuge der verschiedenen Staaten. J. F. Lehmanns Verlag, München. 8°. Preis M. 1,20.

Der Verlag des »Taschenbuches der Luftflotten« hat dieses kleine Werk herausgegeben, das in 66 Bildern gute Abbildungen über die Luftfahrzeuge Deutschlands und seiner Feinde enthält. Das Werk enthält die wichtigsten Luftschiff- und Flugzeugtypen. Bei den Luftschiffen sind auch Angaben gemacht über Rauminhalt, Geschwindigkeit, Länge, Durchmesser und Motorenkräfte; beigegeben sind auch für das Erkennen zweckmäßige Schattenrisse.

In handlichem Taschenformat sind die Bilder in Leporelloform zusammengelegt, so daß eine Gegenüberstellung der Typen und das Feststellen wesentlicher Bauunterschiede leicht möglich ist.

Das Buch ist sowohl für Fachleute (die das »Taschenbuch der Luftflotten« nicht besitzen) als auch für Laien sehr nützlich. Vor allem wird es aber den Soldaten im Felde eine willkommene Liebesgabe sein als wertvoller Berater, um zu erkennen, ob ein Flieger oder Luftschiff Freund oder Feind ist.

Betriebsstörungen am Flugmotor und deren Beseitigung unter Berücksichtigung des deutschen Gnom-Motors. Bordbuch für Flugzeugführer von E. Schumann. Verlag M. Krayn, Berlin. 8°. 28 Seiten. Preis M. 1.

Das kleine Buch ist für Flugzeugführer bestimmt und behandelt Störungen, die der Führer selbst beseitigen kann. Die am häufigsten vorkommenden Störungen sind am Schluß in zwei Tabellen zusammengestellt. Das kleine Werk sollte sich jeder Flugzeugführer anschaffen.

Die Elektrizität und ihre Anwendungen. Von Prof. Dr. L. Graetz. Verlag von J. Engelhorns Nachfolger, Stuttgart. 8°. 748 Seiten mit 687 Abbildungen. Preis M. 9.

Das Buch erscheint bereits in der 17. Auflage. Das Werk ist neu bearbeitet und weist eine größere Anzahl von Erweiterungen, namentlich auf dem Gebiet der Starkstromtechnik, auf. Nach kurzer Einleitung werden in dem ersten Teil die Erscheinungsweisen und Wirkungen der Elektrizität behandelt, während der zweite Teil auf die Anwendungen der Elektrizität ausführlich eingeht. Alle Gebiete der Elektrotechnik werden berücksichtigt.

Das sehr gut ausgestattete Buch kann sowohl Fachleuten als auch solchen Laien, die sich für Elektrotechnik interessieren, empfohlen werden.

In der nächsten Auflage könnte in dem an sich guten Kapitel 15 »Die drahtlose Telegraphie« auch die Anwendung für Luftfahrzeuge kurz besprochen werden.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

1. Verspätet erreicht uns die Nachricht, daß unser Mitglied, Dipl.-Ing. Alador Zselyi, Ende vorigen Jahres in Budapest verstorben ist. Im März des Jahres verloren wir unser Mitglied Franz Quelle, Bremen, der den Heldentod fürs Vaterland erlitt, und im April verschied auf seinem Herrensitz Schmölz bei Garmisch in Oberbayern der um die verschiedensten Gebiete der Luftfahrt verdiente Dr. Paul von Gans. Wir werden diesen verehrten Mitgliedern stets ein ehrendes Gedenken bewahren.

2. Auszeichnungen:

Mit dem Eisernen Kreuz 1. Kl. wurde unser Mitglied der Hauptmann und frühere Führer der Ersatz-Flieger-Abteilung Adlershof, Dr. phil. Hildebrandt, ausgezeichnet.

Das Eiserne Kreuz II. Klasse erhielten unsere Mitglieder der Rittergutsbesitzer Hans von Ledermann, Breslau, z. Z. Mitglied des Kaiserlich Freiwilligen Automobilkorps; Professor Dr. Polis, Direktor des Meteorologischen Observatoriums Aachen, Mitglied des Kaiserlich Freiwilligen Automobilkorps; Major von Kehler, Führer eines Luftschiffertrupps; Leutnant d. L. Ingenieur Gohlke, Kompagnieführer in einem Landwehr-Inf.-Reg.

Ferner folgende Mitglieder, die dem Kgl. Sächs. Freiwilligen Automobilkorps angehören: Leutnant C. Baumgärtel, Zeulenroda; Leutnant Wilhelm Herzing, Dresden, der außerdem mit dem Friedrich-Orden mit Schwertern ausgezeichnet wurde; Leutnant Max Pfund, Dresden; Leutnant Joseph Prée, Dresden; Leutnant Wilhelm Fiedler, Dresden, gleichfalls Mitglied des Kgl. Sächs. Freiwilligen Automobilkorps, dem bereits das Eiserne Kreuz 2. Klasse verliehen wurde, erhielt von Sr. Hoheit dem Herzog von Sachsen-Meiningen das Ehrenkreuz für Verdienste im Kriege.

Der Geschäftsführer:
Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. **26. Juni 1915.** **Heft 11 u. 12.**

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur **ANSBERT VORREITER**, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: **Dr. L. PRANDTL**, Professor an der Universität Göttingen und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART — Ing. PAUL BEJEUHR, BERLIN — Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE — Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN — H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN — Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN — Gh.Hofr.Dr.S.FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN — Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG — Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN — Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF — Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG — Dr. N. JOUKOWSKY, PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU — R. KNOLLER, PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN — Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG — Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN — Dr.-Ing. H. REISSNER, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG — F. ROMBERG, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG — Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN—'s-GRAVENHAGE — Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN — Dipl.-Ing. SEPPELER, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF — FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING., LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN — Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | **26. Juni 1915.** | **Heft 11 und 12.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Professor Dr.-Ing. F. Bendemann und Dr.-Ing. C. Schmid.

IV. Teil der Dissertation **„Die Luftschraube am Stand"**

von Diplom-Ingenieur **Carl Schmid.**

(Schluß.)

XIII. Einfluß der Flügelzahl.

(Serie XVIII, XIX, XXI, Fig. 59—83.)

Die Versuche über den Einfluß der Flügelbreite haben gezeigt, daß man ohne wesentliche Verschlechterung des Gütegrades mit einer Zweiflügelschraube das Gesamtbreitenverhältnis (z. B/R) auf ungefähr 0,5 steigern kann. Dieses würde für sämtliche praktisch vorkommenden Fälle genügen, wenn nicht Herstellungs- und Festigkeitsrücksichten (wenigstens bei Holzschrauben) der Flügelbreite eine Grenze setzten. Die letzteren Rücksichten werden für die Holzschraube kaum eine größere Flügelbreite als $\frac{1}{4} R$ zulassen. Man wird, wenn diese Breiten bei vorgeschriebenem Durchmesser nicht die erforderliche Schubkraft liefern, daher die Flügelzahl vermehren.

Der Einfluß der Flügelzahl auf die Kräftewirkung soll nun im folgenden Abschnitt untersucht werden. Da anzunehmen war, daß dieser vor allem von der Flügelblattbreite abhängig sein wird, wurden zwei Flügel mit geometrisch ähnlichen Profilen von verschiedener Breite untersucht: Für Serie XVIII Flügel 1 aus Serie XVII mit $\beta = {}^1/_8$ und für Serie XIX Flügel 2 aus Serie XVII mit $\beta = {}^1/_{5,3}$. Nach den vorhandenen anderweitigen Angaben war anzunehmen, daß mit Flügelzahl 4 die günstigsten Verhältnisse schon überschritten sind. Es ist

$$R_i = 200 \text{ mm}, \quad R_a = 1500 \text{ mm}.$$

Breite und Anstellwinkel sind über den ganzen Radius konstant. In Serie XVIII hatte sich einer der vier Flügel um ca. 3 mm verzogen, so daß die sonst ebene Druckseite konvex wurde. Die Versuchspunkte des Flügelpaares mit diesem Flügel sind in Fig. 59 und 60 mit einem ′ gekennzeichnet. Für die Auswertung wurde das Mittel aus beiden Flügelpaaren benutzt.

Mit dem breiteren Profil in Serie XIX wurden die Versuche der Vollständigkeit halber auch auf ein Flügelblatt ausgedehnt, das durch ein Gegengewicht ausbalanciert wurde. Das Drehmoment des letzteren war nach Versuch verschwindend gering. Diese Einflügelschraube ergibt verhältnismäßig hohe Kräfte, namentlich ein größeres Drehmoment, als dem Anwachsen bei 2, 3 und 4 Flügeln entspricht. Die Schubkraftcharakteristik ist zunächst für die Einflügelschraube ermittelt. Es ergibt sich

für $B/R = {}^1/_8$ $\mathfrak{p}_1 = 3{,}67\,(0{,}1 + \sin 3\,\alpha_s)$ gültig für $\alpha_s = 0^0$ bis 25^0,
einfacher $= 0{,}61\,(1 + 0{,}25\,\alpha_s)$ » » $\alpha_s = 0^0$ bis 15^0,
für $B/R = {}^1/_{5,3}$ $= 0{,}49 + 5{,}22 \sin 2{,}5\,\alpha_s$ » » $\alpha_s = 0^0$ bis 25^0,
einfacher $= 0{,}61\,(1 + 0{,}33\,\alpha_s)$ » » $\alpha_s = 0^0$ bis 15^0.

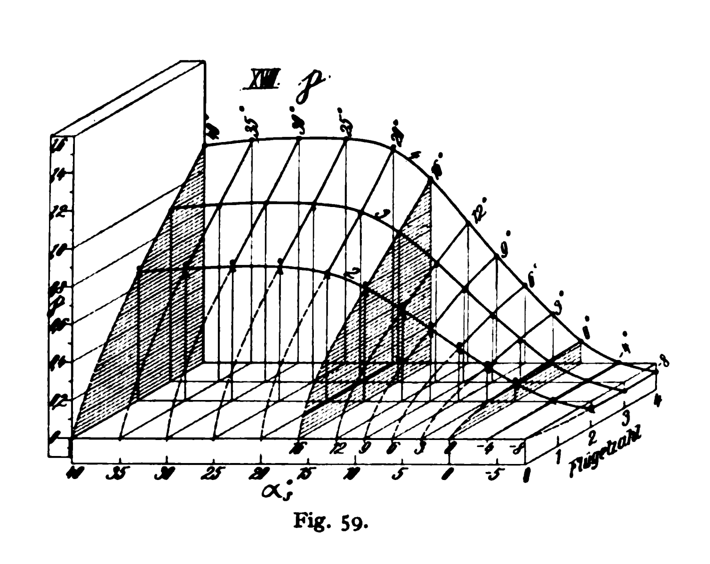


Fig. 59.

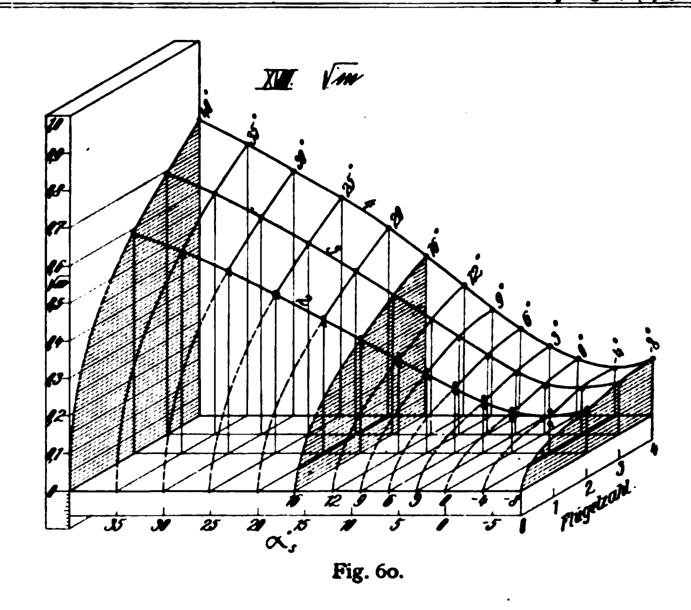


Fig. 60.

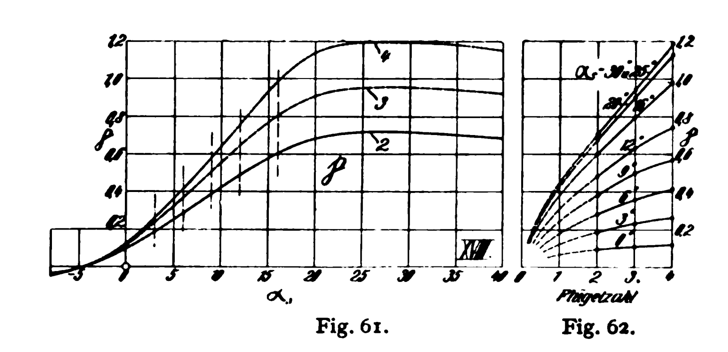


Fig. 61. Fig. 62.

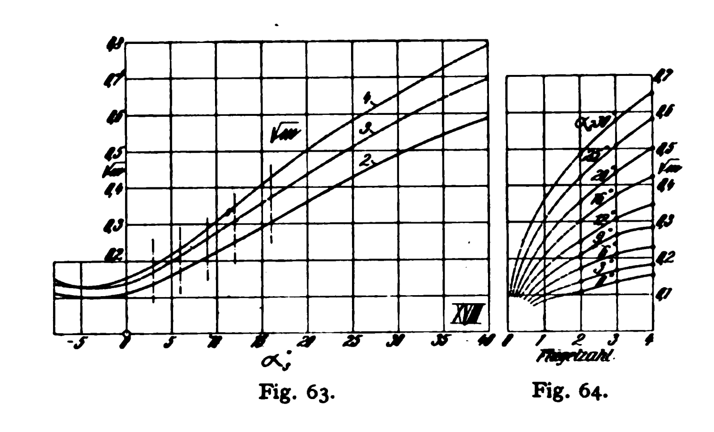


Fig. 63. Fig. 64.

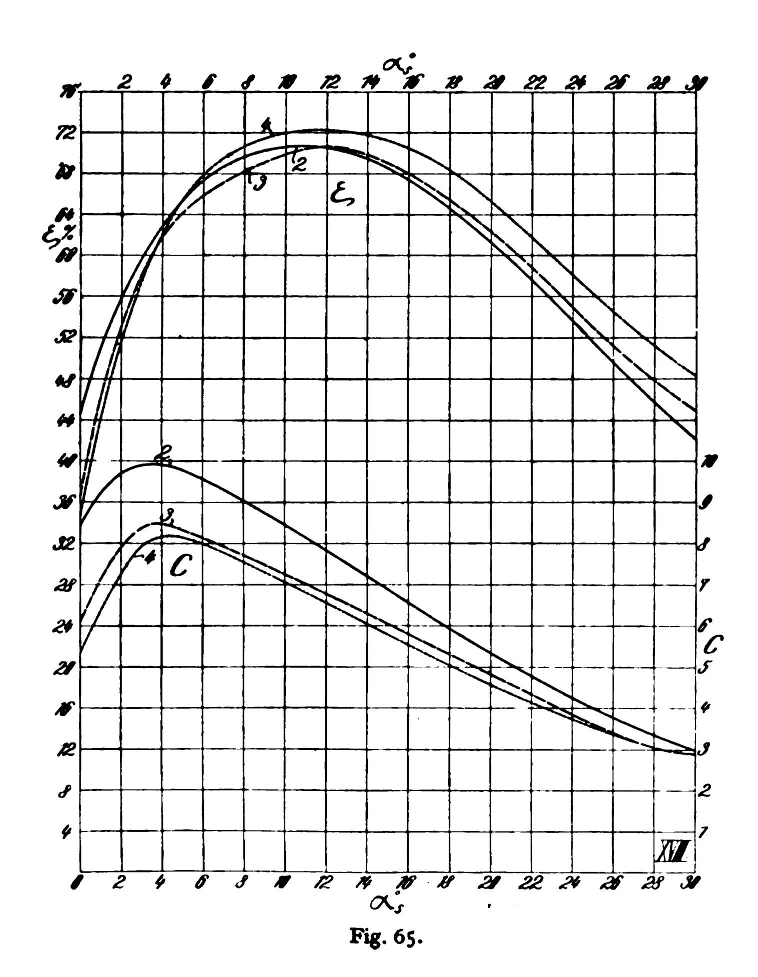
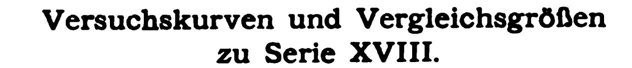


Fig. 65.



Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XVIII.

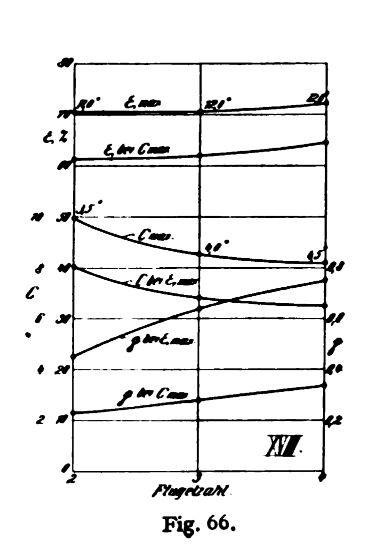


Fig. 66.

Tabelle XI.

Messungen mit verschiedener Flügelzahl (Serie XVIII).

$R_i = 200$ mm; $R_a = 1500$ m; $B = 190$ mm. (Flügel 1 aus Serie XVII.)

2-flügelig.

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft, gemessen, p, Flügelpaar *a*	p, Flügelpaar *b*	Drehmoment, gemessen, $\sqrt{m}$, Flügelpaar *a*	$\sqrt{m}$, Flügelpaar *b*	m, Flügelpaar *a*	m, Flügelpaar *b*	interpoliert p	interpoliert m
— 8	—0,03	—0,053	0,119	0,108	0,014	0,012	—	—
— 4	+0,001	± 0	0,113	0,074	0,013	0,006	—	—
0	0,115	0,076	0,116	0,091	0,013	0,008	0,10	0,012
3	0,203	0,170	0,149	0,125	0,022	0,016	0,185	0,019
6	0,303	0,270	0,185	0,163	0,035	0,027	0,285	0,030
9	0,408	0,350	0,221	0,206	0,049	0,042	0,385	0,044
12	0,508	0,453	0,261	0,237	0,068	0,058	0,485	0,062
16	0,623	0,579	0,307	0,290	0,094	0,084	0,600	0,092
20	0,682	0,668	0,362	0,346	0,131	0,119	0,680	0,127
25	0,743	0,690	0,424	0,424	0,170	0,170	0,715	0,178
30	0,733	0,700	0,486	0 494	0,237	0,247	0,710	0,235
35	0,715	0,670	0,536	0,530	0,288	0,280	—	—
40	0,700	0,672	0,586	0,590	0,344	0,348	—	—

3-flügelig.

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft, gemessen, p	Drehmoment, gemessen, $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m
— 8	—0,050	0,134	0,018	—	—
— 4	+0,005	0,119	0,014	—	—
0	0,095	0,125	0,016	0,11	0,018
3	0,214	0,160	0,026	0,235	0,028
6	0,346	0,206	0,043	0,365	0,045
9	0,479	0,254	0,064	0,500	0,068
12	0,620	0,302	0,091	0,640	0,094
16	0,781	0,362	0,131	0,800	0,139
20	0,892	0,442	0,196	0,910	0,189
25	0,920	0,509	0,295	0,945	0,260
30	0,945	0,578	0,334	0,950	0,336
35	0,924	0,642	0,412	—	—
40	0,905	0,696	0,484	—	—

4-flügelig.

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft, gemessen, p	Drehmoment, gemessen, $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m
— 8	—0,047	0,150	0,022	—	—
— 4	+0,006	0,122	0,015	—	—
0	0,118	0,149	0,025	0,120	0,022
3	0,264	0,183	0,014	0,265	0,033
6	0,417	0,230	0,053	0,420	0,053
9	0,566	0,281	0,078	0,570	0,078
12	0,743	0,342	0,119	0,750	0,116
16	0,978	0,420	0,167	0,980	0,178
20	1,150	0,502	0,252	1,134	0,250
25	1,190	0,580	0,337	1,190	0,336
30	1,180	0,650	0,421	1,190	0,422
35	1,180	0,723	0,522	—	—
40	1,150	0,787	0,620	—	—

Tabelle XII. **Übersicht zu Serie XVIII.**

Flügelzahl	C_{max} und zugehöriges	ζ %	p	α_s^0	ζ_{max} und zugehöriges	C	p	α_s^0	Winkelbereich (α_s^0) mit $\zeta > 68$ %
2	*9,9*	64,3	0,23	3,5	*70,7*	8,1	0,45	11,0	6,5 — 15,5 ≅ *9*
3	*8,5*	62,0	0,28	4,0	*70,7*	6,8	0,64	12,0	8,0 — 16,0 ≅ *8*
4	*8,2*	64,6	0,34	4,5	*72,2*	6,5	0,75	12,0	6,0 — 18,0≅ *12*

Tabelle XIII.

Messungen mit verschiedener Flügelzahl (Serie XIX).

$R_i = 200$ mm; $R_a = 1500$ mm. $B = 280$ mm. (Flügel 2 aus Serie XVII.)

1-flügelig. (2-flügelig = Flügelpaar 2 aus Serie XVII.)

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft, gemessen, p	Drehmoment, gemessen, $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m
— 8	— 0,021	0,153	0 023	—	—
— 4	0,009	0,136	0 019	—	—
0	0,083	0,134	0 018	0,080	0,018
3	0,164	0,153	0.023	0,160	0,023
6	0,233	0,173	0,030	0,235	0,030
9	0,310	0,206	0,043	0,315	0,040
12	0,378	0,227	0,052	0,388	0,051
16	0,469	0,268	0,072	0,480	0,072
20	0,557	0,311	0,097	0,564	0,099
25	0,636	0,381	0,145	0,618	0,146
30	0,623	0,458	0,210	0,635	0,203
35	0,594	0,503	0,253	—	—
40	0,583	0,554	0,307	—	—

3-flügelig.

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft, gemessen, p	Drehmoment, gemessen, $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m
— 8	0,025	0,187	0,035	—	—
— 4	0,019	0,185	0,034	—	—
0	0,136	0,186	0,035	0,115	0,035
3	0,279	0,212	0,045	0,270	0,045
6	0,442	0,258	0,067	0,440	0,064
9	0,619	0,305	0,093	0,612	0,096
12	0,777	0,359	0,129	0,795	0,132
16	1,030	0,443	0,196	1,026	0,192
20	1,250	0,515	0,265	1,250	0,265
25	1,470	0,605	0,366	1,468	0,372
30	1.550	0,700	0,490	1,546	0,490
35	1,470	0,771	0,594	—	—
40	1,375	0,830	0,688	—	—

4-flügelig.

Anstellwinkel α_s^0	Charakteristik für Schubkraft, gemessen, p	Drehmoment, gemessen, $\sqrt{m}$	m	interpoliert p	interpoliert m
— 8	0,038	0,201	0,040	—	—
— 4	0,006	0,185	0,034	—	—
0	0,136	0,194	0,038	0,138	0,038
3	0,298	0,225	0,050	0,300	0,053
6	0,496	0,282	0,079	0,488	0,076
9	0,684	0,336	0,113	0,685	0,114
12	0,875	0,398	0,151	0,878	0,160
16	1,170	0,489	0,239	1,160	0,234
20	1,425	0,570	0,325	1,426	0,325
25	1,725	0,610	0,372	1,725	0,462
30	1,890	0,790	0,623	1,885	0,623
35	1,830	0,874	0,763	—	—
40	1,705	0,925	0,855	—	—

Tabelle XIV.

Übersicht zu Serie XIX.

Flügelzahl	C_{max} und zugehöriges	ζ %	p	α_s^0	ζ_{max} und zugehöriges	C	p	α_s^0	Winkelbereich (α_s^0) mit $\zeta > 68$ %
1	*8,0*	57,8	0,26	7,0	*65,0*	7,5	0,41	13,0	—
2	*8,2*	60,7	0,28	5,0	*70,5*	6,5	0,70	14,5	8,5—19,8 ≅ *11*
3	*6,9*	61,7	0,41	5,5	*70,5*	5,5	0,98	14,5	9,1—21,5 ≅ *12*
4	*6,4*	63,3	0,52	6,5	*70,0*	4,8	1,26	17,0	10,4—22,6 ≅ *12*



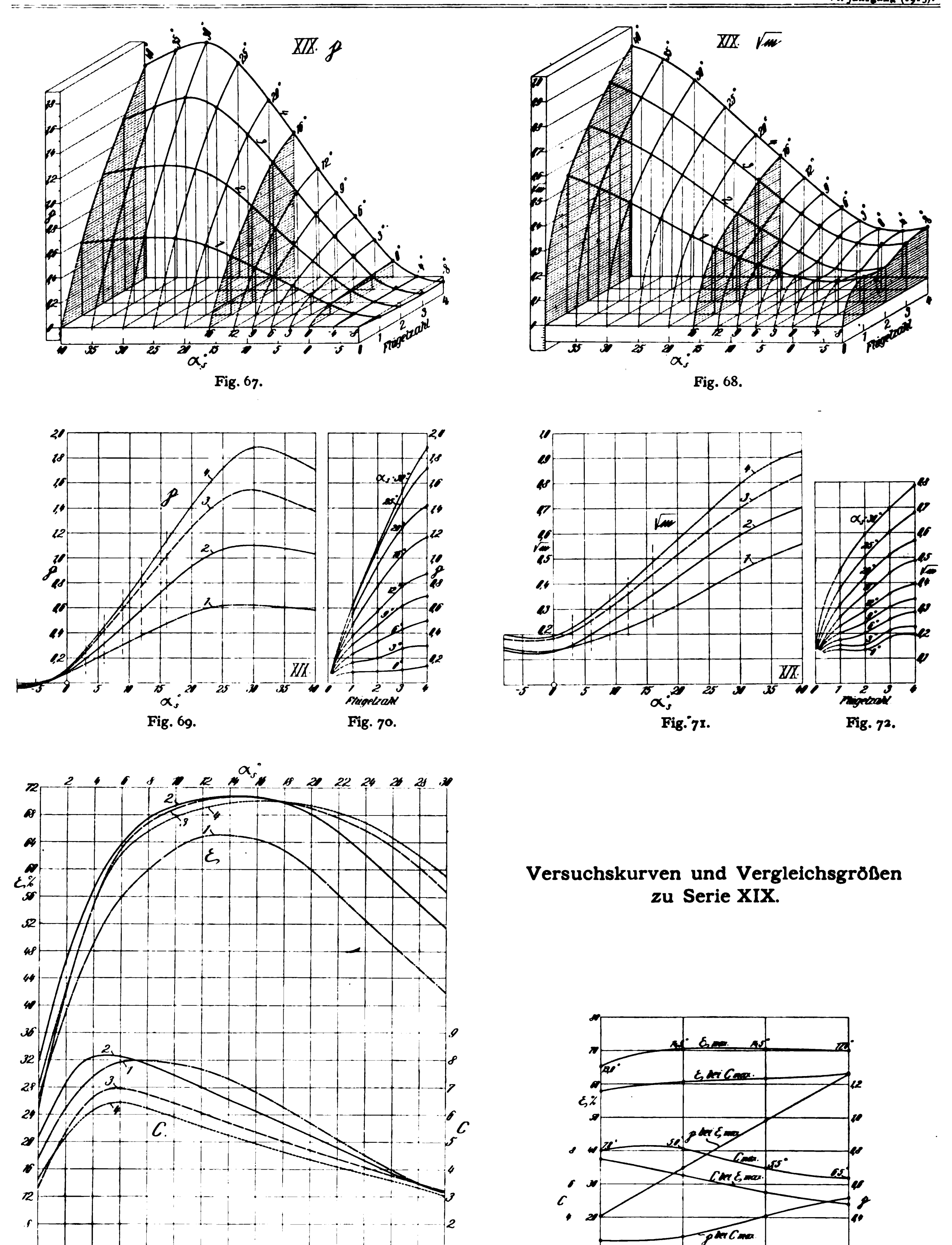


Fig. 67. Fig. 68.

Fig. 69. Fig. 70. Fig. 71. Fig. 72.

Fig. 73.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XIX.

Fig. 74.

Darauf sind dann folgende für 1 bis 4 Flügel gültige Formeln aufgebaut.

Es ist für

$$\left.\begin{array}{l} B/R = 1/8 \quad \mathfrak{p} = \mathfrak{p}_1 \cdot z^{(0,6 \;+ 0,003\,\alpha_s)} \\ B/R = 1/5{,}3 \;\; \mathfrak{p} = \mathfrak{p}_1 \cdot z^{(0,49 + 0,011\,\alpha_s)} \end{array}\right\} \text{gültig für } \alpha_s = 0^0 \text{ bis } 25^0.$$

Bei der analytischen Bestimmung der Drehmomentcharakteristik ist die Einflügelschraube nicht berücksichtigt, weil es nicht gerade bequem war. Diese kommt ja auch praktisch nicht in Frage. Für zwei Flügel ist die Drehmomentcharakteristik für

$$\left.\begin{array}{l} B/R = 1/8 \quad \mathfrak{m}_2 = 0{,}082 + 1{,}07\,\alpha_s^{3/2} \\ B/R = 1/5{,}3 \;\; \mathfrak{m}_2 = 0{,}15 \;\; + 0{,}82\,\alpha_s^{1,7} \end{array}\right\} \text{gültig für } \alpha_s = 0^0 \text{ bis } 25^0.$$

Die Zunahme mit der Flügelzahl werde mit $\Delta\mathfrak{m}$ bezeichnet; dann ist für

$$\left.\begin{array}{l} B/R = 1/8 \quad \Delta\mathfrak{m} = 0{,}26 \;\;(2{,}0 + 0{,}1\;\;\alpha_s^{1,7})\,(z-2) \\ B/R = 1/5{,}3 \;\; \Delta\mathfrak{m} = 0{,}082\,(1{,}0 + 0{,}04\,\alpha_s^{1,7})\,(z-2) \end{array}\right\} \begin{array}{l}\text{gültig für } z = 2 - 4 \\ \text{u. } \alpha_s = 0^0 \text{ bis } 25^0.\end{array}$$

Es ließe sich in einfacher Weise das Breitenverhältnis als dritte Variable in obige Gleichungen einführen. Es ist dies jedoch vorläufig unterblieben, weil Versuche mit zwei verschiedenen Breiten unzureichend sind, um eine sichere Gesetzmäßigkeit mit dieser dritten Variablen zu bestimmen. Die Schubkraft wächst also nach obigen Formeln nur etwas stärker als mit $\sqrt{z}$, das Drehmoment dagegen ungefähr linear mit z. Bei der vierflügeligen Schraube zeigt sich nach den Versuchen in den Diagrammen für das Drehmoment (Fig. 64, 72) schon eine Abflachung, welche die Formel in obiger Gestalt nicht zum Ausdruck kommen läßt.

Wie bei sämtlichen früheren Serien ist auch hier das Anwachsen von Schubkraft und Drehmoment vom Anstellwinkel beeinflußt, bei schmalen Flügeln in geringerem Maße als bei breiteren, was auch nach den Betrachtungen über den Einfluß der Flügelbreite zu erwarten ist.

Für die Bestimmung der Flügelzahl sind die verschiedensten Gesichtspunkte vorgeschlagen worden:

Nach Pröll ist für die Wahl der Flügelzahl vor allem das Verhältnis von Nebendurchmesser zum Außendurchmesser maßgebend. Die Flügelblätter sollen sich nicht überlagern. Eberhardt und Dornier geben eine Erfahrungszeit an, die bei günstiger Schraubenwirkung mindestens verstreichen muß, bis ein Flügel genau an die Stelle des vorhergehenden rückt, damit jedes Flügelblatt möglichst unbeeinflußte Flüssigkeit trifft. Je größer diese Zeit sei, um so günstiger sei die Kraftwirkung der Schraube. Die Einflügelschraube wäre demnach die günstigste. Demgegenüber verlangt die Schraubenstrahltheorie eine so große Flügelzahl, daß ein möglichst homogener Schraubenstrahl erzeugt wird. Diese letzte Anschauung kommt der Wirklichkeit wohl am nächsten. Ganz schlecht ist nach diesen Versuchen die Wirkung einer Einflügelschraube. Bei den schmalen Flügeln ($B = 1/8\,R$) nimmt das ζ_{max} mit der Flügelzahl stetig zu, bei den breiteren ($B = 1/5{,}3\,R$) findet man zwar kein Anwachsen, aber auch kein Abnehmen von ζ_{max}, wie man erwarten könnte, da ja mit den vier Flügeln der Serie XIX schon ein Gesamtbreitenverhältnis von 0,75 erreicht wird, und da bei der Zweiflügelschraube der Gütegrad schon mit einem Breitenverhältnis von 0,5 zu sinken begann. Nach den Versuchen von Dorand ist der Gütegrad von der Flügelzahl unabhängig.

Die Kraftausnutzung nimmt mit zunehmender Flügelzahl ab, auffallend stärker von der zwei- zur dreiflügeligen Schraube als von der drei- zur vierflügeligen. Analog den Breitenserien muß hier mit wachsender Flügelzahl auch der Anstellwinkel vergrößert werden, um die günstigste Wirkung der Flügel zu erzielen.

Mit Serie XXI ist eine Schraube mit über den ganzen Radius annähernd konstanter Steigung h, also $\alpha_s = \text{arc tg}\,\frac{h}{2\pi r}$, bei einer Flügelzahl 1 bis 4 untersucht. Das Breitenverhältnis entspricht annähernd dem in Serie XIX. Die Form der Schraube sieht man aus Fig. 75.

Bei der graphischen Darstellung tritt hier an Stelle des üblichen Anstellwinkels der Winkel, um den das Flügelblatt aus der Konstruktionsstellung (linke Kurve in Fig. 75)

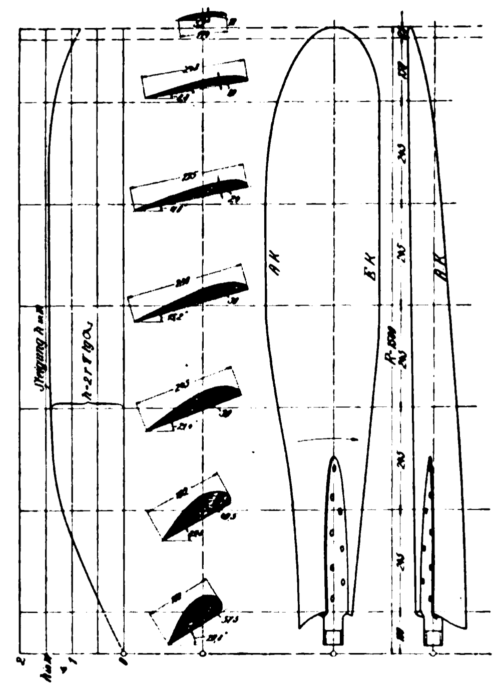


Fig. 75. Flügelform zu Serie XXI.

verdreht wird. Die Diagramme zeigen qualitativ denselben Verlauf wie bei den zylindrischen Flügelblättern. Die Schubkraft wächst bei der Konstruktionsstellung auch hier annähernd proportional mit $\sqrt{z}$, während das Drehmoment nicht ganz linear mit z zunimmt.

Es ist:

$$\left.\begin{array}{l} \mathfrak{p} = 3{,}5 \cdot \sqrt{z} \\ \text{und} \quad \mathfrak{m} = 0{,}33 \cdot z^{0,88} \end{array}\right\} \text{gültig für } z = 2 \text{ bis } 4.$$

Das Optimum des Gütegrades ist auch hier mit vier Flügeln noch nicht erreicht.

Riabouchinsky[1]) untersuchte eine Schraube von 2 m Durchm. mit kreissektorförmigem Umriß und sichelförmigem Querschnitt 1- bis 11-flügelig. Der Zentriwinkel beträgt 18°. Die Steigung $h = 0{,}75\,D$ ist über den ganzen Radius konstant.

Die aus diesen Versuchen gebildete Schubkraft- und Drehmomentcharakteristik wächst mit der Flügelzahl etwas stärker als bei unserer Serie XXI, offenbar bedingt durch den kreissektorförmigen Umriß. Die analytische Bestimmung ergibt:

$$\left.\begin{array}{l} \mathfrak{p} = \text{konst} \cdot z^{0,7} \\ \mathfrak{m} = \text{konst} \cdot z^{0,9} \end{array}\right\} \text{gültig für } z = 1 \text{ bis } 7.$$

Nach diesem Versuch läßt sich die Schubkraft nur durch Vermehren der Flügelzahl bis $z = 8$ steigern. Mit größer werdender Flügelzahl bleibt sie konstant, während das Drehmoment weiter zunimmt[2]). Das Optimum des Gütegrades 70% (3% mehr als bei der 4-flügeligen Schraube, wird erst mit 7 Flügeln erreicht, also in der Nähe des $\mathfrak{p}_{max} \cdot C$ fällt dabei langsam ungefähr linear mit z. Eine weitere Versuchsreihe über den Einfluß der Flügelzahl von Boyer-Guillon[3]) mit einer Schraube von 2,44 m Durchm. und 0,3 D Steigung deckt sich ebenfalls annähernd mit unseren Ergebnissen, während eine zweite Serie mit einer Schraube von 1,05 D äußerer ($\alpha_s = 17°$) und 1,4 D innerer Steigung eine mit

[1]) Bull. L'Inst. Aérod. de Koutchino 1909, S. 57.

[2]) Die Schraube ist nur mit einer bestimmten Steigung ($h = 0{,}75\,D$) untersucht. Nach unseren Versuchen ist anzunehmen, daß sich die Schubkraft noch weiter steigern läßt, wenn bei höherer Flügelzahl zugleich die Steigung vergrößert wird.

[3]) Labor. de Cons. des Arts et Métiers Paris, Bull. Soc. des Ing. Civ. Aug. 1908.

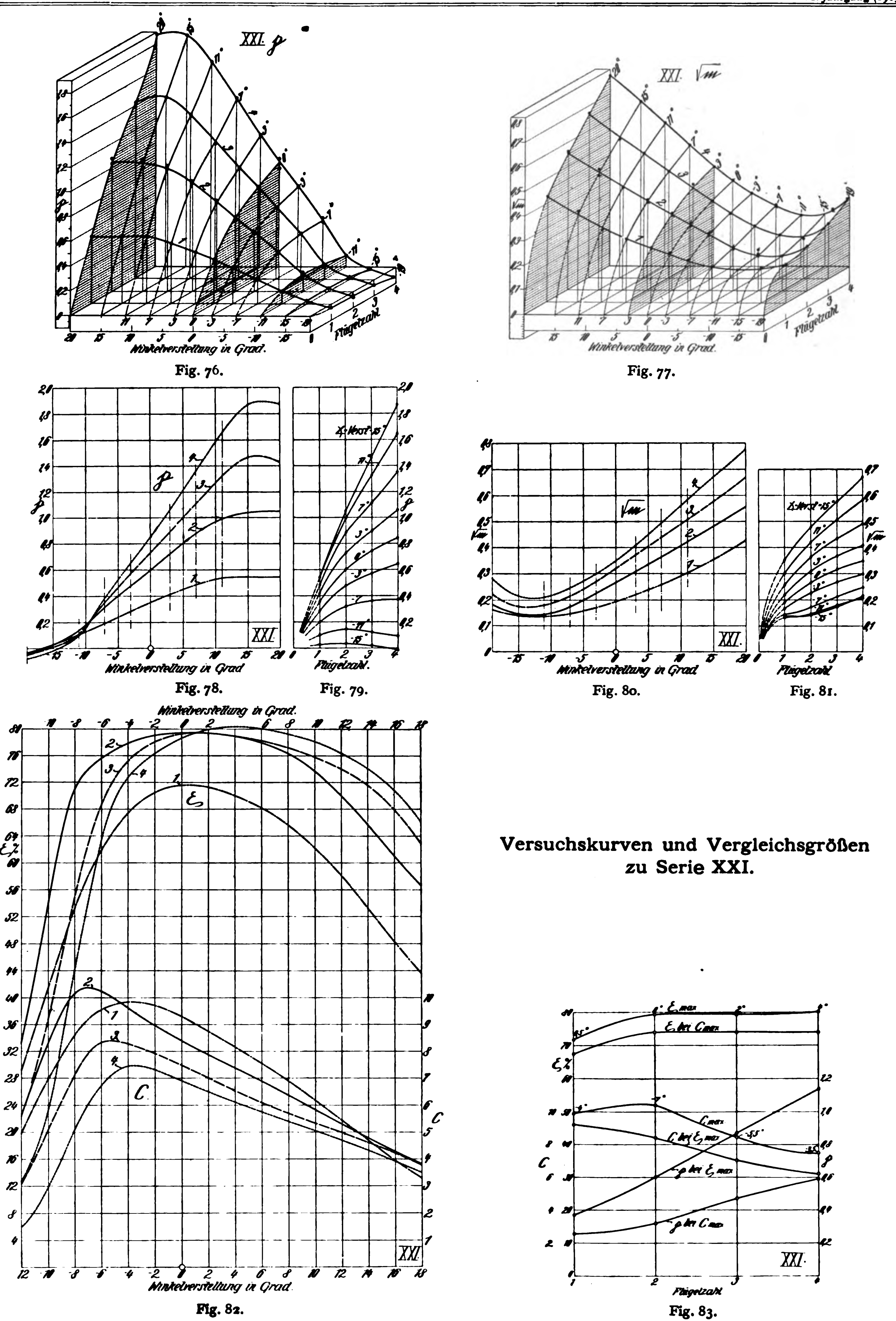


Fig. 76. Fig. 77. Fig. 78. Fig. 79. Fig. 80. Fig. 81. Fig. 82. Fig. 83.

Versuchskurven und Vergleichsgrößen zu Serie XXI.

der Flügelzahl zunehmende Kraftausnutzung C und einen Gütegrad ζ liefert, der bei 4 Flügeln 8% höher ist als bei 2 Flügeln.

Diese Erscheinung ist nach unseren bisherigen Betrachtungen begreiflich. Der günstigste Anstellwinkel ist bei dieser Serie bei weitem überschritten (vgl. die C- und ζ-Kurven). Mit zunehmender Flügelzahl nimmt die Ansaugegeschwindigkeit zu und damit bei festgelegter Steigung der Angriffswinkel ab, so daß die für Kraftausnutzung ungünstige Wirkung der Flügelvermehrung durch den Vorteil des kleiner werdenden Angriffswinkels aufgewogen wird.

Man sieht auch hier wieder, daß ein klares Bild über den Einfluß einzelner Elemente der Schraube nur erhalten werden kann, wenn gleichzeitig der Anstellwinkel (Steigung) variiert wird.

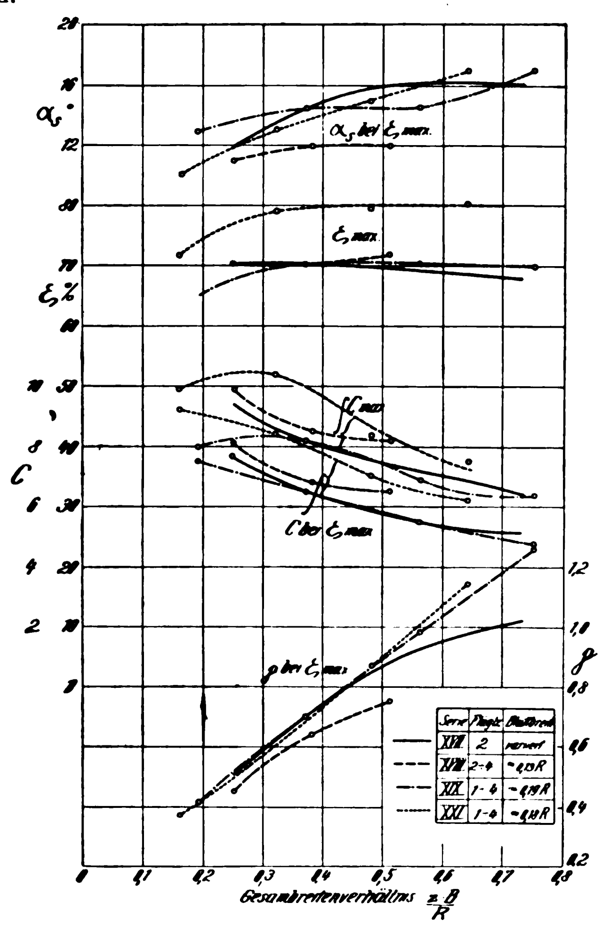


Fig. 84. Zusammenstellung der Vergleichsgrößen von Serie XVII bis XXI.

In Fig. 84 sind die Vergleichswerte der Versuche mit derselben Profilform, jedoch bei verschiedener Breite (Serie XVII), und verschiedener Flügelzahl (Serie XVIII und XIX), als Funktion vom Gesamtbreitenverhältnis allein zusammengestellt. Zum Vergleich sind noch die Ergebnisse des schraubenförmig verwundenen Flügels (Serie XXI) hinzugefügt.

Die Figur zeigt, von welchem Gesamtbreitenverhältnis ab die Zweiflügelschraube gegenüber der Mehrflügelschraube ungünstig zu wirken beginnt. Die oberste Kurvenschar gibt die zu ζ_{max} gehörigen Anstellwinkel.

Hinsichtlich der schraubenförmigen Verwindung sieht man, daß durch die Verwindung die Flächenausnutzung nicht gesteigert wird, wohl aber infolge kleineren Drehmoments die Kraftausnutzung C und der Gütegrad ζ. Es darf angenommen werden, daß die Schraube der Serie XXI ohne Verwindung ungefähr die Vergleichswerte der Serie XIX liefern würde.

Mit der vorliegenden Arbeit dürften die wichtigsten Gesichtspunkte, die für die Bestimmung des Querschnitts, der Breite und der Zahl der Flügelblätter einer Schraube allgemein in Frage kommen, genügend geklärt sein.

XIV. Schraubenstrahl.

1. Meßvorrichtung.

Zum Schluß sollen nun die Strömungsvorgänge im Einflußbereich der Schraube gezeigt werden.

Es wurden bei der vierflügeligen Schraube (Fig. 75) Richtung und Größe der Geschwindigkeit und statischer Druck bei einer konstanten Drehzahl (540 Umdr. pro Min.) in verschiedener Entfernung von der Schraubenachse vor

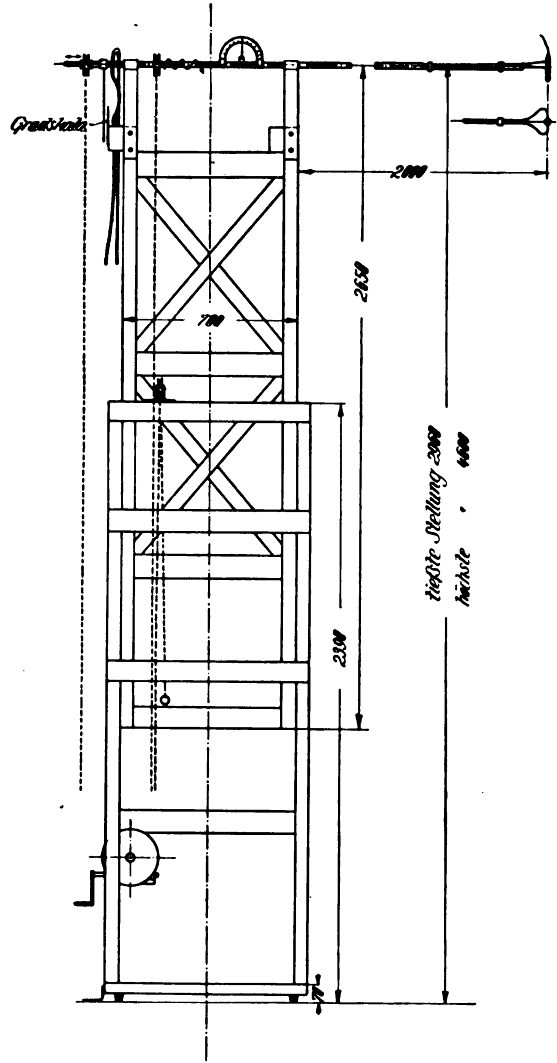


Fig. 85. Vorrichtung zur Messung des Schraubenstrahls.

und hinter der Schraubenebene gemessen. Die Meßvorrichtung zeigt Fig. 85. Die bekannte Prandtlsche Pitotröhre kann mittels eines fahrbaren und in der Höhe verstellbaren Gestells leicht an die gewünschte Stelle gebracht werden. Die Röhre selbst ist um zwei aufeinander senkrecht stehende Achsen drehbar, so daß sie mit Kettenzug leicht in jede beliebige Richtung eingestellt werden kann. Die Richtung der Flüssigkeitsfäden wird durch einen dünnen, leichten Wollfaden, der am hinteren Ende der Röhre befestigt ist, angezeigt. Die Verstellung der Röhre aus der vertikalen in die radiale bzw. tangentiale Richtung wird durch Zeiger an Gradskalen angezeigt. Die Pitotröhre ist gleichzeitig an ein Krellsches Mikromanometer und an eine gewöhnliche U-Röhre angeschlossen. Zur Messung des statischen Druckes wurden nur die seitlichen Bohrungen der Pitotröhre mit dem Manometer verbunden. Es ist die Geschwindigkeit $v = \sqrt{2 \frac{g}{\gamma} h}$, worin $\frac{\gamma}{g}$ die Masse eines cbm Luft und h die am Manometer abgelesene (vertikale) Flüssigkeitshöhe in mm Wassersäule bedeutet; mit der üblichen Annäherung $\frac{\gamma}{g} = {}^1/_8$ ist $v = 4\sqrt{h}$. Der Einfluß der beim Versuch herr-

schenden Luftdichte wurde vernachlässigt, da sie gegenüber der Meßgenauigkeit nicht in Frage kommt, und da es hier mehr auf qualitative Messung ankommt. In Fig. 86 sind die erhaltenen Meßwerte aufgetragen. Die Pfeillinien zeigen durch ihre Länge die absolute Geschwindigkeit; an ihrer Richtung sieht man die radiale Einschnürung. Der Angriffspunkt der Pfeillinien entspricht der Stelle, an der sich die Drucköffnung der Röhre bei den Messungen befand. Schwankungen und Wirbel sind an den Pfeillinien in ähnlicher Weise angedeutet, wie man sie an dem Wollfaden beobachtet.

Die Abweichungen in tangentialer Richtung (Rotation des Schraubenstrahles) sind in der linken Hälfte des Bildes

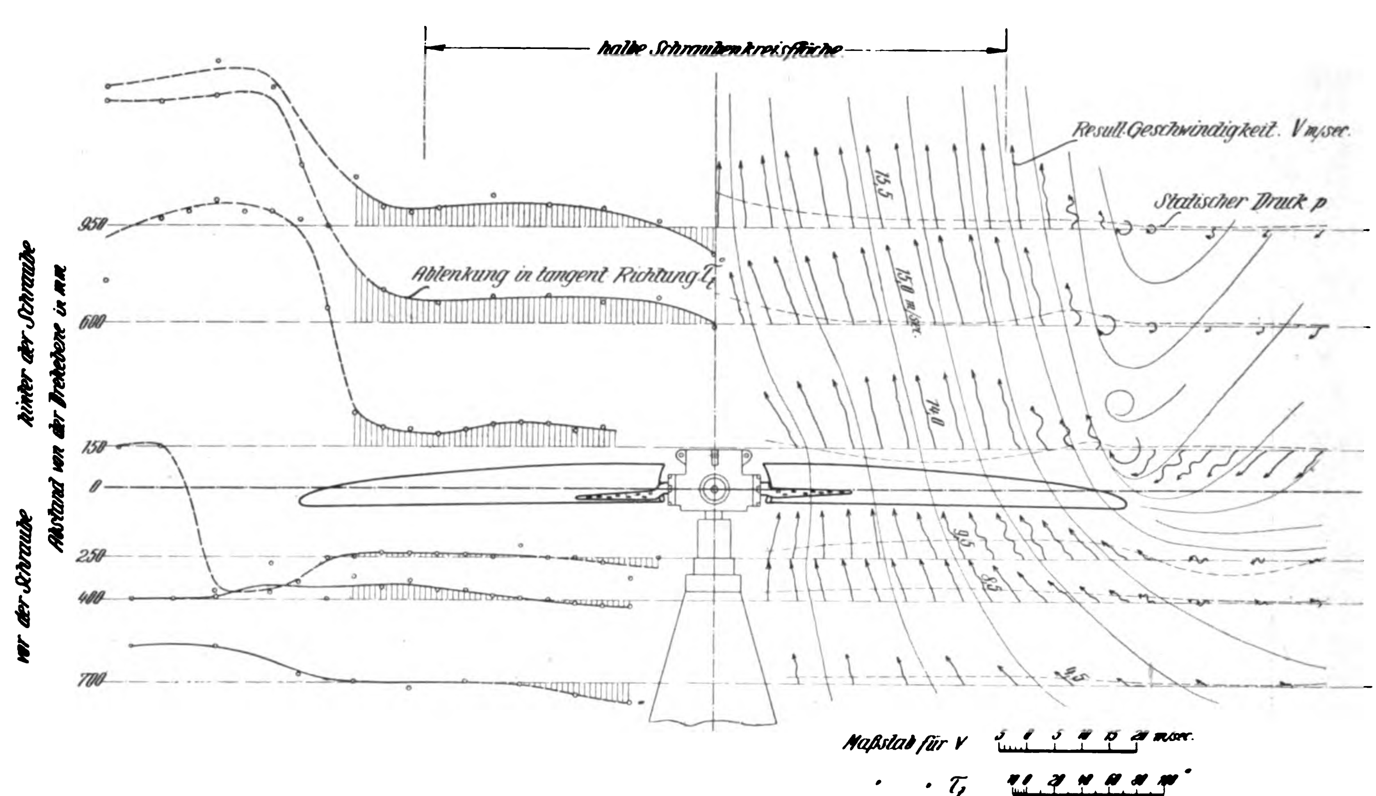


Fig. 86.

über den gemessenen Stellen in Graden aufgetragen. Die Meßwerte für eine bestimmte Entfernung von der Schraubenebene sind unter sich verbunden. Wo die Diagramme gestrichelt sind (links), treten starke Schwankungen auf, oft bis $\pm 90^0$. Die eingetragenen Punkte stellen die Mittelwerte dieser Schwankungen dar. Schließlich ist in der rechten Hälfte des Bildes zu jedem Querschnitt der statische Druck graphisch dargestellt.

Einige Kontrollversuche zeigten, daß sich mit der Drehzahl nur die Größe der Geschwindigkeit und der statische Druck ändern, nicht aber die Richtung der Geschwindigkeit. Die Schraubenstrahltheorie spielt in den neueren Veröffentlichungen der Lorenzschen Theorie 1906[1]) und der Finsterwalder-Bendemannschen Theorie 1910[2]) eine wichtige Rolle. An Hand dieses Bildes ergeben sich einige Gesichtspunkte zur Beurteilung der den einzelnen neueren Theorien zugrunde liegenden Voraussetzungen über die Eigenschaft des Schraubenstrahles, auf die im übrigen nicht näher eingegangen werden soll.

[1]) Lorenz, Theorie und Berechnung der Schiffsschrauben. Jahrbuch der Schiffbautechnischen Gesellschaft 1906. Pröll hat in seinen »Betrachtungen zur Lorenzschen Schraubentheorie« (Zeitschrift für das gesamte Turbinenwesen 1911 Heft 19/22), die wichtigsten der im Laufe der Jahre gegen diese Theorie erhobenen Einwände übersichtlich zusammengestellt und (nach unseren Versuchen mit guter Annäherung an die Wirklichkeit) untersucht.

[2]) Bendemann, Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiffahrt 1910, H. 14, S. 177.

2. Strömungsgeschwindigkeit vor der Schraube.

Über die axiale Geschwindigkeit, mit der die Flüssigkeit vor der Schraube angesaugt wird (Ansaugegeschwindigkeit), herrscht unter den Theoretikern große Meinungsverschiedenheit. Nach der Annahme von Rateau[1]) und der neuesten Theorie von Professor Gümbel[2]) hat der Schraubenstrahl schon vor dem Eintritt in die Schraube die volle Geschwindigkeit, mit der er den Schraubenkreis verläßt, und mithin auch die volle Kontraktion. Schubkraft und Drehmoment würden lediglich durch tangentiale Ablenkung der Stromfäden in der Schraube erzeugt, nicht durch axiale Geschwindigkeitsvermehrung (vgl. das rechnerisch ermittelte Strömungsbild, Gümbel S. 16). Man kann sich im übrigen schon ohne jede Messung in der Nähe der rotierenden Schraube davon leicht überzeugen, daß die Geschwindigkeit hinter der Schraube eine bedeutend größere ist als vor der Schraube.

Die Anschauungen anderer Autoren (Reißner, Lorenz) kommen unserem Bilde näher. Nach ihnen ist keine Ansaugegeschwindigkeit vorhanden, braucht vielmehr zur Erzeugung von Schubkraft und Drehmoment nicht vorhanden zu sein. Dem Schraubenstrahl werde die ganze Beschleunigung in der Schraube selbst mitgeteilt (»Zwangsbeschleunigung, Deshomogenisierung« des Schraubenstrahles).

Lorenz hat nach Mitteilungen auf der Sitzung der Schiffbautechnischen Gesellschaft, Berlin, November 1913, an Schiffschrauben in Fahrt zwar eine Geschwindigkeit gemessen, die jedoch nicht die volle Größe der Austrittsgeschwindigkeit hat. Ebenso setzt Pröll[3]) die mittlere axiale Eintrittsgeschwindigkeit in den Propeller

$$w_e = w_0 + k_1 \cdot \omega,$$

[1]) Rateau, Theorie der Schrauben und Tragflächen, Motorwagen 1910, S. 176.

[2]) Gümbel, Das Problem des Schraubenpropellers, Schiffbautechnische Gesellschaft 1913.

[3]) Pröll, Vorstrom und axiale Geschwindigkeit des Wassers bei Schiffsschrauben, Schiffbau 1911, 11.

worin w_0 die Geschwindigkeit des Vorstromes (bei Standversuchen = o), ω die Winkelgeschwindigkeit und k_1 einen Koeffizienten bedeutet. Diese Anschauung kommt nach unseren Versuchen der Wirklichkeit am nächsten. Nach den Fuhrmannschen[1]) Druckmessungen ist auch anzunehmen, daß der starke Unterdruck auf der Saugseite ein Heransaugen der Flüssigkeit verursacht.

3. Geschwindigkeit und Kontraktion des Strahles hinter der Schraube.

Auch hinsichtlich der Geschwindigkeit und namentlich der Kontraktion des Schraubenstrahles hinter der Schraube (des Reaktionsstrahles) sind die Voraussetzungen der Autoren sehr verschieden. Es stehen sich hauptsächlich folgende zwei Anschauungen gegenüber: die Einschnürung des Schraubenstrahles geschieht in radialer Richtung (Rankine, Finsterwalder-Bendemann) oder in tangentialer Richtung (Reißner). Nach beiden wird der Flüssigkeit beim Durchtritt durch die Schraube Beschleunigung und kinetische Energie mitgeteilt, die einen Geschwindigkeitszuwachs des Schraubenstrahles hinter der Schraube verursacht. Wegen der Kontinuität muß entsprechend der axialen Geschwindigkeitsvermehrung der Strahlquerschnitt sich einschnüren. Diese Kontraktion geschieht nach Reißner in tangentialer, nach der anderen Anschauung in radialer Richtung.

Die allgemein gültige Ableitung des Gütegrades ζ führte darauf, daß die Querschnittsfläche des Schraubenstrahles an der Stelle der größten Einschnürung, wo also die axiale Geschwindigkeit ihr Maximum erreicht hat, nur halb so groß ist wie die Schraubenkreisfläche. In dem Bilde (Fig. 86) ist der Durchmesser, welcher der halben Schraubenkreisfläche entspricht, angedeutet. Unsere Voraussetzung kommt darnach der Wirklichkeit sehr nahe. Der Schraubenstrahl hinter der Schraube bildet nach unserer Annahme einen kompakten, homogenen Strom mit über den ganzen Querschnitt annähernd gleichen Strömungsverhältnissen.

Wesentlich verschieden davon ist die Anschauung von Professor Reißner, der keine radiale Kontraktion hinter der Schraube annimmt. Die radiale Einschnürung bei (Stand-) Hubschrauben würde in vollem Maße schon vor der Schraube erreicht (a. a. O. 1910, S. 259). Für Marschschrauben lasse sich durch entsprechende Wahl der Flügelbreite erreichen, daß die Flüssigkeit ohne Ansaugegeschwindigkeit, also ohne Kontraktion, in die Schraube eintritt[2]). Die Strömung hinter der Schraube verlaufe in zylindrischen Schalen. Die Kontraktion infolge Geschwindigkeitszunahme vollziehe sich hinter der Schraube in tangentialer Richtung, so daß der Reaktionsstrahl aus »spiralig bewegten Rändern beschleunigter Flüssigkeit mit dazwischen liegenden stagnierenden Bereichen« bestehe.

Inwieweit die Annahme der tangentialen Kontraktion zutrifft, läßt sich aus dem Bilde durch Vergleich der Strömungsquerschnitte und der Geschwindigkeit erkennen.

Nach den Annahmen von Gümbel und Rateau erfährt der Strahl, wie bereits bemerkt, hinter der Schraube keine axiale Geschwindigkeitszunahme. Er beginnt nach beider Ansicht schon bald hinter der Schraube zu divergieren.

4. Rotation des Schraubenstrahles.

Über eine dritte Frage, die tangentiale Geschwindigkeitsablenkung (Rotation) des Schraubenstrahles, gibt die linke Hälfte des Bildes Aufschluß. Vor der Schraube besitzt der Strahl, entgegen der Annahme einzelner Autoren, keine Drehbewegung. Eine solche wäre auch ganz unerklärlich, da dem Schraubenstrahl vor Eintritt in die Schraube keine Richtungsänderung mitgeteilt wird. Erst beim Durchtritt durch die Schraube erfährt der Strahl eine tangentiale Ablenkung, deren Größe in erster Linie von der Steigung abhängig ist. Bei unserer Vierflügelschraube mit einer Steigung von ca. 0,5 D beträgt diese ungefähr 15° bis 20° und ist bis ungefähr ¼ R von außen über den ganzen Radius annäherd konstant.

Im Abstand ¼ R von den Flügelspitzen nehmen die Stromfäden eine besonders starke Ablenkung aus der axialen Richtung an. In diesem Abstand setzt auch das starke Fallen der Geschwindigkeit ein (rechte Hälfte der Figur.

Die statische Druckmessung zeigt teilweise sehr auffallende Erscheinungen, die erst durch weitere Versuche kontrolliert werden müssen.

5. Zusammenfassung.

Die Messungen bestätigen in der Hauptsache die Richtigkeit der Anschauungen, die man auf Grund der neueren deutschen Forschungen von Ahlborn[1]), Wagner[2]) Flamm[3]), Kempf[4]), Kimmel[5]) gewonnen hat:

Die Flüssigkeit wird in konvergierendem Strahl zur Schraube herangezogen. Auch hinter der Schraube setzt sich entsprechend der axialen Geschwindigkeitszunahme die Kontraktion fort. Spiralige Wirbelfäden grenzen das Konoid hinter der Schraube von dem umgebenden Medium ab. In der Schraubenebene strömt die Flüssigkeit der Schraube am Umfang radial zu. An den Flügelspitzen bilden sich starke Wirbel.

Systematische Versuche, den Umriß des Flügelblattes dem Schraubenstrahl möglichst anzupassen, sind gut geeignet, die günstige Wirkung der Schraube zu steigern. Nur durch derartige Versuche kann auch das richtige Breitenverhältnis des Flügelblattes über die Länge des Flügels zuverlässig ermittelt werden (vgl. dazu die Messungen des Italieners Crocco[6]) an zwei Schrauben mit verschiedenen Breitenverhältnissen).

[1]) Fuhrmann, Mitteil. der Gött. Mod. Versuchsanstalt, Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiffahrt 1913, S. 89.

[2]) Der Fehler infolge der Vernachlässigung der radialen Kontraktion ist bei den Reißnerschen Berechnungen nur gering, da nur die verhältnismäßig schmale Zone des Schraubenstrahles in der Nähe der Schraubenebene eingeführt wird.

[1]) Ahlborn, Schiffbautechnische Gesellschaft 1905.
[2]) Wagner, Schiffbautechnische Gesellschaft 1906.
[3]) Flamm, Schiffbautechnische Gesellschaft 1908.
[4]) Kempf, Dissertation 1911.
[5]) Kimmel, Dissertation 1912.
[6]) G. A. Crocco, Sulla teoria analitica delle eliche. Rom 1911. Diese Messungen geben zum Unterschied von den unsrigen die Strömungen am Flügelblatt selbst, da das Meßinstrument mit diesem mitrotiert.

Stabilitätswerte der Tragflächen.

Von **Georg König**, Berlin.

(Schluß.)

E. Transversale Dämpfungsmomente.

1. Die einfache Drehung der Tragfläche um eine horizontale Achse mit der Drehgeschwindigkeit ω, und zwar derart, daß das um r von der Symmetrieebene entfernte Profil die Vertikalgeschwindigkeit

$$r \cdot \omega$$

erhält, vergrößert auf der einen Flächenhälfte den Anstellwinkel um den Wert

$$\frac{r \cdot \omega}{v}$$

und vermindert ihn auf der anderen Hälfte um ebensoviel (ω empfiehlt sich in solchem Maßstab zu wählen, daß dieser Winkel in Gradeinheiten in die Rechnung gelangt). Der Auftriebszuwachs beträgt infolgedessen auf der einen Seite

$$\frac{\gamma}{g} \cdot dr \cdot T \cdot v^2 \cdot \frac{r \cdot \omega}{v} \cdot \frac{d\zeta_a}{d\alpha}$$

und der Hebelarm dieses Zuwachses r, so daß die Integration sich über den Ausdruck

$$r^2\,dr$$

zu erstrecken hat, so daß man hierfür erhält als Integral für beide Hälften

$$2 \cdot \left[\frac{1}{3} r^3\right]_0^{\frac{B}{2}} = \frac{1}{12} \cdot B^3,$$

so daß man als transversales Drehmoment den Ausdruck erhält

$$M_d = \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot \frac{\omega}{v} \cdot \frac{d\zeta_a}{d\alpha} \cdot \frac{1}{12} \cdot B^3 \cdot T,$$

durch Einführung von A geht dieser Ausdruck über in

$$M_d = \frac{1}{12} \cdot A \cdot B^2 \cdot \frac{\omega}{v} \cdot \Delta\zeta_a.$$

Diese Formel enthält in bemerkenswerter Weise wiederum den Profilkoeffizienten $\Delta\zeta_a$ und ist erklärlicherweise von dem Verhältnis der Geschwindigkeiten

$$\frac{B\omega}{v}$$

abhängig. Vergleicht man zwei Flächen gleichen Inhalts, Auftriebs und Geschwindigkeit miteinander, so findet man, daß im Falle gleichwirkender Drehkräfte der Wert

$$B^2 \cdot \omega$$

konstant bleiben muß, d. h. in diesem Falle ist die Drehgeschwindigkeit umgekehrt dem Quadrate der Spannweite proportional. Bemerkenswert ist es, daß dieser Ausdruck stillschweigend für die Grundform der Tragflächen gebildet wurde, er gilt gleichfalls für V-Form und für Pfeilform. Hierin ist nicht gefragt, wer das erzeugende Moment liefert; der wichtigste Fall ist derjenige, daß mittels der Verwindung ein solches Moment erzeugt wird, das dann die Drehgeschwindigkeit hervorruft und durch die eigene Dämpfung M_d abgedämpft wird.

2. Dieselbe Drehung mit Verwindung bewirkt erstens, daß der Anstellwinkel α auf der einen Flächenhälfte entsprechend dem Verwindungswinkel Ω um den Betrag

$$\frac{r}{B} \cdot \Omega$$

steigt und auf der anderen Flächenhälfte um ebensoviel fällt. Das erzeugte transversale Drehmoment wird der Maschine bzw. der Fläche eine transversale Drehgeschwindigkeit ω erteilen, die wiederum danach trachtet, die Anstellwinkel auf den früheren Wert α zurückzuführen; da aber alsdann die Drehung aufhören würde, so tritt der Gleichgewichtszustand dann ein, wenn das erzeugte Drehmoment gleich dem Dämpfungsmoment der Fläche ist. Da nun die Drehkräfte dem Zuwachs an Anstellwinkel proportional sind, so folgt daraus, daß die Drehbewegung ω sich derart einstellt, daß der durch den Verwindungswinkel Ω erzeugte Anstellwinkelzuwachs halbiert wird; d. h. das anfänglich vorhandene transversale Drehmoment sinkt auf die Hälfte herab. Es folgt also die Beziehung zwischen den Anstellwinkeln:

$$\frac{r}{B}\Omega = 2 \cdot \frac{r}{v} \cdot \omega,$$

d. h. die Drehgeschwindigkeit ω infolge Betätigung der Verwindung folgt dem Ausdruck

$$\omega = \frac{1}{2} \cdot \frac{v}{B} \cdot \Omega,$$

ist also unabhängig von dem Profilkoeffizienten $\Delta\zeta_a$, aber proportional der Geschwindigkeit v; d. h. je langsamer die Maschine fliegt, wie z. B. beim Steigen, um so langsamer reagiert die Maschine auf die Verwindung.

F. Kurs-Dämpfungsmoment.

1. Die einfache Drehung einer Fläche um eine senkrechte Achse mit der Winkelgeschwindigkeit ω bewirkt, daß die um r von der Symmetrieebene entfernten Profile von der Luftgeschwindigkeit

$$v \pm r\omega$$

getroffen werden und daß eine Steigerung des Auftriebs auf das

$$1 \pm 2\frac{r\omega}{v} \text{fache}$$

stattfindet, dem auch die gleiche Steigerung des Rücktriebes entspricht.

Infolgedessen tritt ein transversalwirkendes Drehmoment auf, das durch Integration des Ausdruckes

$$dM_t = 2 \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot T\,dr \cdot \zeta_a \cdot 2 \cdot \frac{r^2\omega}{v}$$

sich ergibt zu

$$M_t = \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{v^2}{v} \cdot T \cdot \zeta_a \cdot 4\omega \int_0^{\frac{B}{2}} r^2\,dr$$

oder kürzer

$$M_t = A \cdot \frac{\omega}{v} \cdot \frac{B^2}{6}.$$

Dieses Moment wäre bestrebt, die Maschine stärker in die Kurve zu legen, als dem Verhältnis zwischen Geschwindigkeit und Krümmungsradius entsprechen würde.

Entsprechend dem M_t ergibt sich das Kursdämpfungsmoment zu

$$M_k = \frac{A w}{6} \cdot \frac{\omega}{v} \cdot B^2,$$

dem man auch eine einfachere Darstellung geben kann, wenn man unter Zuziehung des Krümmungsradius die Beziehung gelten läßt:

$$v = R \cdot \omega,$$

man findet alsdann

$$M_k + \frac{1}{6} \cdot A w \cdot \frac{B^2}{R}.$$

Dieses Drehmoment muß vom Seitensteuer aufgewendet werden; daß es nicht sehr groß ist, lehrt nachstehendes Beispiel. Wenn $B = 13$ m und die Geschwindigkeit $v = 25$ m pro Sekunde ist, so wird bei einer Schräglage der Maschine von 45^0 der Radius des Flugkreises 62,5 m betragen und der Krümmungsradius für die Tragfläche 87,5 (gleich dem $\sqrt{2}$-fachen von 62,5) m. Nimmt man das wirksame $A_w = 100$ kg, so wird dann

$$M_k = \frac{1}{6} \cdot 100 \cdot \frac{169}{87{,}5} = \sim 33 \text{ kg/m}.$$

2. Die Drehung mit Verwindung hätte man sich derart zu denken, daß zu der Drehbewegung ein Verwindungsausschlag von solcher Größe hinzugefügt wird, daß der Auftrieb eines jeden Profils konstant bleibt und kein transversal wirkendes Drehmoment erzeugt wird. Wie bekannt, wird durch den Verwindungswinkel Ω der Anstellwinkel auf der einen Seite auf den Wert

$$\alpha - \frac{r}{B} \cdot \Omega$$

verringert; der Auftriebskoeffizient dieses Profils wird infolgedessen auf den Wert

$$\zeta_a - \frac{d\zeta_a}{d\alpha} \cdot \frac{r}{B}\Omega$$

oder kürzer geschrieben auf

$$\zeta_a\left(1 - \Delta\zeta_a \cdot \frac{r}{B} \cdot \Omega\right)$$

erniedrigt, aber weiter noch durch die eingeleitete Drehbewegung ω auf das

$$1 + \frac{2r\omega}{v} \text{fache}$$

gesteigert, so daß die Forderung nach konstantem Auftrieb dieses Profils durch die Bedingung

$$\frac{2r \cdot \omega}{v} - \Delta\zeta_a \cdot \frac{r}{B} \cdot \Omega = 0$$

erfüllt werden kann, d. h. die Verwindung muß den Ausschlag erhalten

$$\Delta\zeta_a \cdot \Omega = 2\frac{B \cdot \omega}{v}.$$

Weiterhin wird man fragen, wie groß wird das Kursdrehmoment sein, das unter Wahrung dieser Bedingung entsteht. Gleichlautend zu oben kann man den durch die Verwindung geänderten Koeffizienten zu

$$\zeta_w\left(1 - \Delta\zeta_w \cdot \frac{r}{B}\,\Omega\right)$$

ansetzen, der dann durch die Drehbewegung auf den Wert

$$\zeta_w\left(1 - \Delta\zeta_w \cdot \frac{r}{B} \cdot \Omega + \frac{2\,r \cdot \omega}{v}\right)$$

gebracht wird; durch Einführung des Wertes für Ω findet man hierfür

$$\zeta_w\left(1 - \left\{\frac{\Delta\zeta_w}{\Delta\zeta_a} - 1\right\}\frac{2\,r\,\omega}{v}\right).$$

Ist dieser Wert nun größer als ζ_w geworden, so ist das auftretende Dämpfungsmoment positiv, im anderen Falle negativ und würde verlangen, daß das Seitensteuer einen der Kurve entgegengesetzten Ausschlag zu erhalten hätte. Dieser unstabile Fall interessiert mehr als die wirkliche Größe des auftretenden Drehmomentes, das im Anschluß an die früheren Entwicklungen leicht errechnet werden kann.

Dieser unstabile Fall tritt ein, wenn die in der geschwungenen Klammer stehende Differenz positiv ist, d. h. wenn

$$\underline{\Delta\zeta_w > \Delta\zeta_a}$$

ist. Wie die Kurvenblätter zeigen, tritt dieser Fall bei Winkeln von 4 bis 6° ein, je nachdem die Streben und Spannseile in den ζ_w-Werten einbegriffen sind oder nicht. Aus ähnlichen Gründen werden die Tragflächenenden gern etwas hochgezogen, um obige Ungleichung erst bei Winkeln entstehen zu lassen, die nicht mehr zum Schweben benötigt werden; diese Beziehung hat deshalb besonderen Wert, weil gerade bei den stärksten Kurven diese Anstellwinkel zur Anwendung gelangen, weshalb es berechtigt erscheint, diesen Winkel den kritischen Anstellwinkel zu nennen.

G. Längs-Dämpfungsmoment.

1. Die Grundform mit der geradlinigen Drucklinie kann man sich zwecks Erzeugung eines in der Längsrichtung wirkenden Dämpfungsmomentes derart in Drehbewegung denken, daß die Drucklinie als Drehachse erscheint. Selbstverständlich würden die kleinen Komponenten der Drehbewegung zu der Hauptbewegung v hinzutreten. Man erkennt sofort, daß irgendwelche Kräfte zur Aufhaltung der Drehbewegung nicht auftreten können, da die sämtlichen Resultierenden ja durch die Drehachse gehen. Anders liegt die Sache, wenn letzteres nicht der Fall ist, z. B. bei der pfeilförmigen Drucklinie; und in der Tat ist gerade das Auftreten eines solchen Dämpfungsmomentes das typische Merkmal der Pfeilform.

In der Praxis kommt diese Frage zur Diskussion, wenn die Wirkung der Böen auf die ruhige Lage der Maschine in der Längsrichtung untersucht werden soll.

2. Die Pfeilform. Die Drehachse der Drehbewegung ω kann man sich derart denken, daß die pfeilförmig gestaltete Drucklinie in eine vordere und eine hintere (in zwei Teilen) Hälfte zerlegt wird. Der Druckpunkt eines jeden Profils wird dann um den Wert q von dieser Drehachse abstehen, und zwar die vor der Drehachse liegenden Profile einschließlich der Pfeilformspitze positiv q und die dahinter liegenden einschließlich der Pfeilformenden negativ q (Fig. 12).

Unter Zuhilfenahme des Pfeilformwinkels π und des Profilabstandes r läßt sich für q der Ausdruck finden

$$q = (0{,}25\,B - r)\,\mathrm{tg}\,\pi.$$

Die über die Fluggeschwindigkeit v gelagerte Drehbewegung ω entspricht einem Krümmungsradius

$$R = \frac{v}{\omega},$$

und man kann sich die Wirkung der Drehung am besten derart vorstellen, daß die Pfeilformfläche mit der Drehachse an eine Zylinderwand (Radius = R) tangiert; alsdann werden die Anstellwinkel vor der Drehachse um den Winkelbetrag $\frac{q}{R}$ vergrößert und diejenigen hinter der Drehachse um den gleichen Betrag vermindert. Die Profile vor der Drehachse geben also mehr Auftrieb, diejenigen hinter der Achse weniger Auftrieb, und zwar mit dem Erfolge, daß sich diese Differenzbeträge

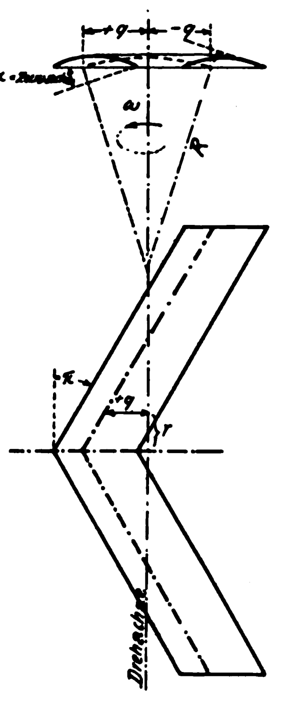


Fig. 12.

zu einem Drehmoment M_l summieren, das der Drehbewegung entgegenwirkt, diese also dämpft und im allgemeinen längsstabilisierend wirkt.

Zur genaueren Berechnung dieses Längsdämpfungsmomentes hat man erst die Vergrößerung des Anstellwinkels und seiner Koeffizienten zu ermitteln, sie ist (zweckmäßigerweise in Graden umgerechnet)

$$\alpha \pm 57{,}3\,\frac{q}{R}.$$

Der Anstellwinkelzuwachs allein beträgt also

$$57{,}3\,(0{,}25\,B - r)\,\frac{\omega}{v} \cdot \mathrm{tg}\,\pi$$

und der Auftriebszuwachs

$$\frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot \frac{d\zeta_a}{d\alpha}\,57{,}3\,(0{,}25\,B - r)\,\frac{\omega}{v} \cdot \mathrm{tg}\,\pi \cdot T \cdot dr,$$

der an dem Hebelarme q wirksam ist, mithin ist das Integral über den Ausdruck zu bilden:

$$57{,}3\,\frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot \frac{\omega}{v} \cdot \mathrm{tg}^2\,\pi \cdot T \cdot \frac{d\zeta_a}{d\alpha}\int (0{,}25\,B - r)^2 \cdot dr.$$

Die Ausrechnung liefert die höchst interessante Beziehung

$$M_l = \frac{57{,}3}{48} \cdot A \cdot B^2\,\frac{\omega}{v} \cdot \mathrm{tg}^2\,\pi \cdot \Delta\zeta_a.$$

Dieses Moment muß also überwunden werden, wenn die Tragfläche entweder durch Betätigung der Höhensteuerfläche oder durch den Einfluß von Windböen um eine horizontale Achse gedreht werden soll. Hierin liegt die Erklärung für die sog. längsstabilisierende Wirkung der Pfeilform und aller jener Flächen, die eine pfeilförmig gestaltete Drucklinie haben, wie z. B. die Zanoniaform.

Bemerkenswert ist an dieser Beziehung, daß dieses Dämpfungsmoment mit der Pfeilform quadratisch zunimmt; ganz kleine Pfeilform hat also fast keine Bedeutung, sie ergibt nur nutzlose Konstruktionsschwierigkeiten, während wieder anderseits sehr große Pfeilform unnötig stark dämpft. Ferner ist noch auffällig, daß die Dämpfung mit steigender Geschwindigkeit abnimmt, oder anders ausgedrückt, die Dämpfungsmomente bleiben gleich, wenn die Drehgeschwindigkeit

mit der Fluggeschwindigkeit wächst. Auch wäre noch darauf hinzuweisen, daß das Dämpfungsmoment auch von dem Auftriebskoeffizienten $\Delta\zeta_a$ abhängig ist.

Die durch A_w-Kräfte erzeugten Teilbeträge liegen alle in einer Ebene und ergeben infolgedessen kein Drehmoment.

3. Die V-Form zeigt zwar auch Variationen des Auftriebs, da diese aber auch die Drehachse schneiden, so ist kein Drehmoment zu erwarten, anderseits liegen die zugehörigen A_w-Beträge in verschiedenen Höhen, so daß hierdurch tatsächlich ein sehr kleines längsdämpfendes Moment entsteht, das jedoch nicht ins Gewicht fällt, da die angewandten V-Formwinkel φ sehr klein sind und nur ihre Quadrate hier von Einfluß sind.

4. Der Doppeldecker, bei dem die beiden Tragflächen gleich groß und im Umriß Grundformen sind und bei dem die beiden Tragflächen gleich großen Auftrieb erzeugen, tritt nur infolge der A_w-Kräfte ein Längsdämpfungsmoment ein; denn die Drehbewegung ω kann man sich so denken, daß die obere Tragfläche infolge des Tragflächenabstandes H eine Geschwindigkeitssteigerung auf den Betrag

$$v + \frac{H}{2R} \cdot v$$

und die untere eine solche auf

$$v - \frac{H}{2R} \cdot v$$

erfahren hat, so daß die obere Tragfläche ein Mehr an Auftrieb von

$$\frac{1}{2}\frac{H}{R} \cdot A$$

und die untere ein Weniger an Auftrieb gleicher Größe erleidet. Infolgedessen erfahren die A_w-Beträge die gleichen Veränderungen, die aber ein Kräftepaar ergeben und das als Längsdämpfungsmoment M_l anzusprechen ist. Da der Hebelarm des Kräftepaares gleich dem Flächenabstand H ist und die Einzelkraft

$$\frac{1}{2}\frac{H}{R} \cdot A_w,$$

so findet man

$$M_l = \frac{1}{2}\frac{H^2}{R} \cdot A_w.$$

Dieses Moment ist zweifellos gegenüber dem der Pfeilform nicht besonders groß, aber trotzdem durchaus nicht zu vernachlässigen, denn würde man

$$H = B \cdot \operatorname{tg} \pi$$

annehmen, was praktisch sehr wohl möglich ist, so müßte die Gleichsetzung der Momente erfordern:

$$1{,}2\, A \cdot \Delta\zeta_a = \frac{1}{2} \cdot A_w.$$

Da aber $\Delta\zeta_a = 0{,}15$ gesetzt werden kann, so müßte

$$A_w = 0{,}36\, A$$

sein, also ungefähr dreimal größer als durchschnittlich vorhanden. Man könnte also allgemein sagen, der Doppeldecker hat ein längsdämpfendes Moment von solcher Größe wie eine gleichgroße Eindeckerfläche mit einer Pfeilform, bei der die Pfeilhöhe der Drucklinie

$$\frac{1}{2} B \operatorname{tg} \pi = \frac{1}{6} H,$$

also gleich einem Sechstel des Flächenabstandes ist.

Die Praxis hat ergeben, daß tatsächlich die Doppeldecker in der Luft ruhiger liegen als Eindecker; da dies eben errechnete Dämpfungsmoment immerhin eine beachtenswerte Größe hat, so könnte dies doch wohl die Begründung für die größere Stabilität des Doppeldeckers sein.

5. Die Staffelung des Doppeldeckers um S derart, daß die obere Tragfläche in der Flugrichtung voranfliegt, bringt gleichfalls sehr eigenartige Momente hervor. Es gilt als selbstverständlich, daß die Auftriebshälfte der oberen Fläche um den Betrag der Staffelung S der Auftriebshälfte der unteren Fläche vorangeht; bei der Drehung ω würde beispielsweise die obere Fläche einen stärkeren Auftrieb nicht nur infolge der Geschwindigkeitssteigerung, sondern auch infolge der Vergrößerung des Anstellwinkels erhalten. Unter Anlehnung an früher entwickelte Formeln findet man als Auftrieb für die obere Tragfläche

$$\frac{\gamma}{g} \cdot \frac{F}{2} \cdot v^2 \left(1 + \frac{H}{R}\right) \zeta_a \left(1 + \Delta\zeta_a \cdot 57{,}3 \frac{S}{2R}\right)$$

und als Auftriebszuwachs den Betrag

$$\frac{1}{2} A \left(\frac{H}{R} + \Delta\zeta_a \cdot 57{,}3 \frac{S}{2R}\right),$$

der am Hebelarm S mit einem gleichgroßen entgegengerichteten Betrag der unteren Tragfläche ein Kräftepaar bildet von der Größe

$$M_l = \frac{1}{2} \cdot A \cdot S\,(H + 28{,}6\, S \cdot \Delta\zeta_a) \cdot \frac{1}{R}.$$

Den Hauptanteil an diesem Moment bringt also die Staffelung S, denn setzt man $\Delta\zeta_a = 0{,}15$, so wird der Klammerausdruck gleich

$$H + 4{,}3\, S.$$

Setzt man jedoch im Anschluß hieran

$$S = -\frac{H}{4{,}3},$$

so wird das längsstabilisierende Moment $M_l = 0$; dies tritt also dann ein, wenn die Staffelung umgekehrt als oben angenommen angewandt wird, d. h. die untere Fläche fliegt voran.

Haben beispielsweise beide Tragflächen Pfeilform und die obere eine wesentliche größere Spannweite als die untere, wie tatsächlich verschiedentlich gebaut wurde, so tritt trotz reichlicher Staffelung der merkwürdige Fall ein, daß dieselbe doch unwirksam ist, da die Druckpunkte beider Flächen übereinander liegen. Die Staffelung hatte also gerade den umgekehrten Erfolg.

Um sich über die Größenordnung des Dämpfungsmomentes Klarheit zu verschaffen, sei in letzter Formel $S =$ ca. $0{,}5\, H$ angenommen, also annähernd das höchstzulässige Verhältnis, dann wird das Moment

$$M_l = \frac{3}{4} \cdot A \cdot H^2 \cdot \frac{1}{R},$$

und beträgt das

$$1{,}5 \cdot \frac{A}{A_w} \text{ fache}$$

des beim Doppeldecker allein wirkenden Momentes M_l, also ca. 12mal größer. Man erkennt, daß man schon mit kleineren Staffelungen sehr hohe Dämpfungen erzielen kann.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. B. 78334. Einrichtung zum Abwerfen von Fliegergeschossen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. A 12. 9. 14. E 17. 7. 15.

77h. L. 42549. Bewegliche Stabilisierungsfläche für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. A 1. 8. 14. E 20. 7. 15.

77h. Sch. 44018. Vorrichtung zum selbsttätigen Verwenden der schwenkbaren Flügel an Flugzeugen mit veränderlicher Spannweite. Ludwig Schmidl, Wiener-Neustadt. A 30. 5. 13. Österreich 20. 6. 12. E 25. 7. 15.

77h. O. 9117. Tragfläche für Flugzeuge. Max Oertz, Neuhof-Reiherstieg b. Hamburg. A 1. 5. 14. E 27. 7. 15.

77h. R. 39322. Flugzeug mit einem Rumpf, der die Querschnittsform einer Tragfläche besitzt. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 26. 11. 13. E 27. 7. 15.

77h. Sch. 46244. Doppel- oder Mehrdecker mit in lotrechter Richtung ohne Lösung der Verspannungskabel aufeinanderlegbaren Tragdecken. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 17. 2. 14. E 27. 7. 16.

77h. Sch. 47885. Aufhängung des Benzinbehälters im Spannturm eines Flugzeuges. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 23. 10. 14. E 27. 7. 15.

77h. St. 19035. Flugzeug mit vier in Form eines Kreuzes zueinander gerichteten Tragflächen. Karl Otto Strümpel, Magdeburg, Schöne-Eckstr. 13. A 14. 10. 13. E 27. 7. 15.

77h. A. 26629. Stoffbahn für Luftschiffhüllen nach Patent 283437; Zus. z. Pat. 283437. A.-G. Metzeler & Co., München. A 8. 12. 14. E 3. 8. 15.

77h. L. 42815. Blechbeschlag für Luftschrauben. Christian Lorenzen, Neukölln, Münchenerstr. 46. A 21. 12. 14. E 31. 7. 15.

46c. R. 39739. Mit einem schwingbaren Hilfsmotor versehene Anlaßvorrichtung für einen Explosionsmotor. Louis Renault, Billancourt (Seine), Frankr. A 23. 1. 14. E 31. 7. 15.

46a. A. 24116. Explosionsmotor mit sternförmig angeordneten Zylindern. Alessandro Anzani, Paris. A 11. 6. 13. Frankreich 10. 1. 13. E 31. 7. 15.

46c. C. 20777. Vorrichtung zum Anlassen von Explosionsmotoren. Jean Etienne Félix Cambessédès, Paris. A 7. 6. 11. E 31. 7. 15.

46c. K. 53476. Schalldämpfer für Rotationsmotoren. Wilh. Kieling, Frankfurt a. M., Frankenallee 89. A 25. 3. 13. E 7. 8. 15.

Patenterteilungen.

77h. 285227. Flugmaschine mit an der Tragfläche mittels Scharniere drehbar angeordneten Flügeln. David Palmgren, Wilmington, North Car., V. St. A. 19. 1. 11. P. 26308.

77h. 285228. Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper. Dr.-Ing. August v. Parseval, Charlottenburg, Niebuhrstraße 6. 31. 10. 13. P. 31803.

77h. 285374. Starres Luftschiff. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. 19. 2. 13. S. 38313.

77h. 285375. Kreisförmige Tragfläche für Flugmaschinen. Jakob Zimmermann, Düsseldorf, Amsterdamerstr. 155. 25. 12. 12. Z. 8222.

77h. 285496. Schwimmer für Wasserflugzeuge. Oskar Ursinus, Frankfurt a. M., Bahnhofspl. 8. 22. 9. 12. U. 4955.

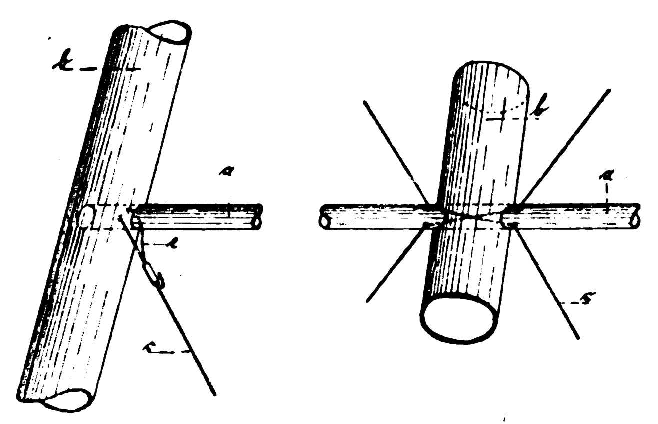
46c. 285784. Befestigung der Zylinder auf dem Kurbelgehäuse bei umlaufenden Explosionskraftmaschinen. Bernhard Meyer, Leipzig, Königstr. 5/7, und Julius Kruk, Leipzig-Leutzsch, Barneckerstr. 6. 20. 3. 14. M. 55557.

Auszüge aus den Patentschriften.

281299. Gerippe für Flugzeugflächen. August Euler in Frankfurt a. M.-Niederrad.

Bisher war es üblich, die Gerüststreben durch Schrauben o. dgl. insbesondere Metallrohre durch Vernieten, Schweißen usw. miteinander zu verbinden.

Bei der vorliegenden Erfindung werden die Streben bzw. Rohrstücke *a* und *b* einfach durcheinander durchgesteckt. Zu diesem Zwecke sind die Längsstreben und insbesondere die Randstreben *b* etwas größer im Durchmesser als die Querstreben *a*.



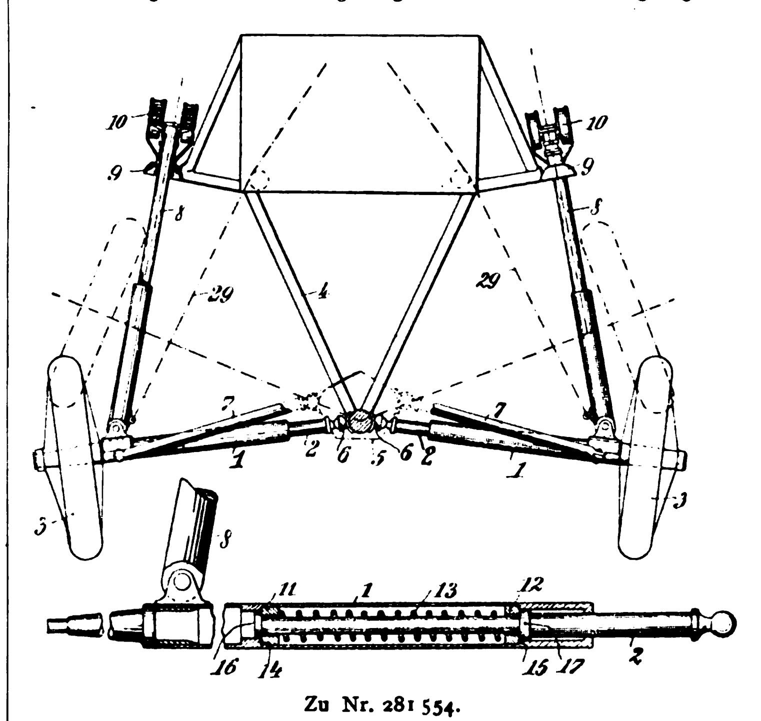
Zu Nr. 281 299.

Das ganze System von Streben wird vermittelst diagonal verlaufender Spanndrähte *c* zusammengehalten, welche die Ecken der durch das Strebensystem gebildeten kleinen Vierecke alle verbinden.

Die Spanndrähte sind zu diesem Zwecke an ihren Enden mit Ösen *e* versehen, welche durch Löcher in den Randstreben *b* und in diese eingesteckte Querstreben *a* gehen, wodurch dieselben zusammengehalten werden.

281554. Fahrgestell für Flugzeuge. Jakob Lohner & Co. in Wien.

Es bestehen bereits Fahrgestelle für Flugzeuge, bei welchen die untere Seite des die Laufräder mit dem Rumpf verbindenden Gelenkdreiecks entgegen einer Federwirkung verlängerbar ist, wodurch eine Dämpfung sowohl vertikaler wie auch seitlicher Stöße erzielt werden soll. Bei dieser Anordnung kann aber keine vollkommene Dämpfung der Stöße stattfinden, weil nur eine Komponente derselben auf das Flugzeug übertragen wird. Es bestehen ferner Fahrgestelle für Flugzeuge, bei welchen die eine gemeinsame Achse besitzenden Laufräder mit dieser Achse nach beiden Seiten federnd verschiebbar gelagert sind; auch bei dieser Anordnung kann eine Dämpfung seitlicher Stöße nur in einem ungenügenden Maße erreicht werden, weil bei einem seitlichen Stoß beide Räder beeinflußt werden und dabei immer nur eine Hälfte der Federung die Verschiebung der Laufradachse hemmt, während die in entgegengesetzter Richtung wirksame Hälfte der Federung dabei entspannt wird und daher nicht mitwirken kann. Außerdem läßt die Anordnung eine genügende vertikale Federung des Gestelles nicht zu. Gemäß der Erfindung wird bei Flugzeugen, bei welchen die Laufradachsen gegen vertikale Stöße abgefedert und mit ihren nach innen gerichteten Verlängerungen am Gestell des Flugzeuges



Zu Nr. 281 554.

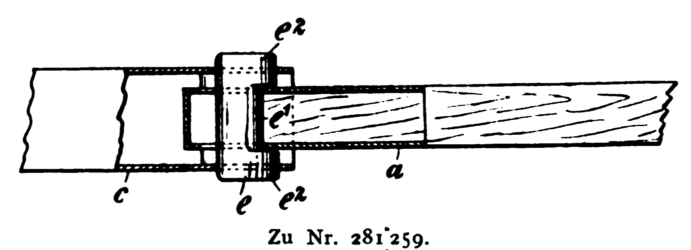
angelenkt sind, für jedes Laufrad eine vom anderen Laufrad unabhängige, vollkommene Dämpfung auch seitlicher Stöße dadurch erzielt, daß die Verlängerungen der Radachsen in ihrer Längsrichtung nach beiden Seiten federnd angeordnet werden.

Die verlängerten Achsen 1, 2 der Laufräder 3 sind am Gestell 4 des Flugzeuges, bzw. an einer mittleren Kufe 5, in je einem Gelenk 6 angelenkt und außerdem durch angelenkte Zugstangen 7 mit dem Vorderteil der Kufe verbunden. Die die Laufradachsen stützenden Druckstangen 8 sind mit ihren oberen Enden am Gestell 4 in einem Kugelgelenk 9 geführt und mit demselben durch eine Gummizugfederung 10 verbunden, welche die von den Laufrädern 3 aufgenommenen vertikalen Stöße dämpft. Die Druckstangen 8 sind mit der Zugfederung 10 lösbar verbunden, so daß sie nach erfolgtem Lösen der Verbindung in dem Gelenk 9 frei geführt werden und daher samt den Laufrädern 3 vom Korb des Flugzeugs aus, z. B. mittels der Zugseile 29 gehoben werden können (strichliniierte Lage), wenn beim Landen des Flugzeugs anstatt der Laufräder 3 die Kufe 5 oder ein an ihrer Stelle angeordneter Schwimmer zur Wirkung kommen soll.

Jede verlängerte Laufradachse besteht aus einem das Laufrad 3 tragenden rohrförmigen Teil 1 und einer in diesen eingeschobenen, am Gestell 4 angelenkten Stange 2. In dem Teil 1 sind zwei Ringe 11 und 12 angeordnet, die durch eine zwischen ihnen angeordnete Druckfeder 13 gegen innere Abstufungen 14 und 15 des Rohres 1 gedrückt werden. Die Stange 2 wird in dem freien Ende des Rohres 1 und außerdem in den Ringen 11 und 12 geführt und besitzt zwei Bunde 16 und 17, die hinter die Ringe 11 und 12 bis zu den Abstufungen 14 und 15 des Rohres 1 greifen. Die Entfernung der Bunde 16, 17 voneinander gleicht der Entfernung der Abstufungen, so daß sich die Ringe 11, 12 auf beide gleichmäßig stützen und sowohl beim Ineinanderschieben wie auch beim Auseinanderziehen der Teile 1 und 2 abwechselnd von je einem Bund 17 bzw. 16 und je einer Abstufung 14 bzw. 15 mitgenommen und einander genähert werden, so daß die Druckfeder 13 in jedem Falle zusammengedrückt wird. Auf diese Art wird in den Radachsen ein Puffer geschaffen, der seitliche Stöße, und zwar in beiden Richtungen und für jedes Laufrad unabhängig von dem anderen, dämpft.

Durch eine entsprechende Spannung der Feder 13 kann erreicht werden, daß der Puffer gegen schwache seitliche Stöße unempfindlich ist und nur stärkere Stöße mildert.

281259. Befestigung von Tragdeckenholmen an Flugzeugen mit Hilfe eines durch Bohrungen der zu verbindenden Teile geschobenen Bolzens. Franz Schneider in Johannisthal b. Berlin.

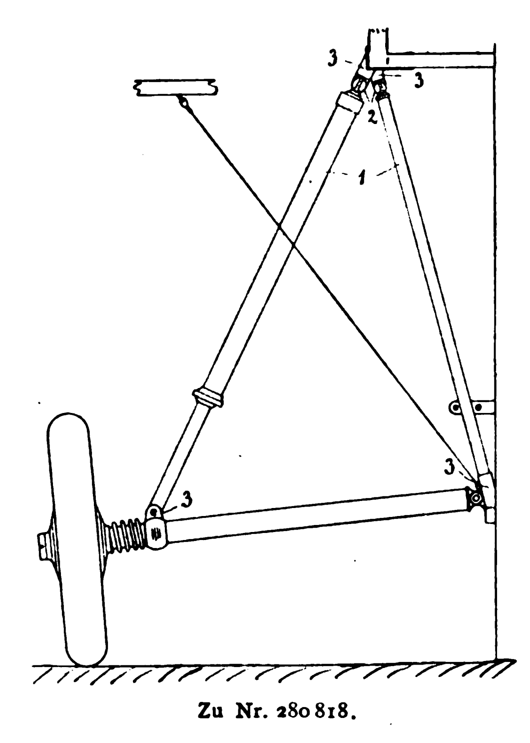


Zu Nr. 281259.

Das Holmende oder die auf dasselbe aufgebrachte Metallkappe *a* und der zur Aufnahme des Holmendes dienende Teil *c* am Flugzeugrumpf sind mit einer ungleichartigen Durchbohrung versehen. Zwecks Verbindung der beiden Teile wird das Holmende *a* in das Rohrstück *c* des Flugzeugrumpfes eingeschoben und durch ihre Bohrungen ein mit einer einseitigen Aussparung e^1 versehener Bolzen *e* gesteckt. Bei Verspannung der Tragdecke wird der Holm gegen den Rumpf hin gezogen. Hierbei verschiebt sich der Holm und legt sich mit dem der Bohrung benachbarten Teil gegen die exzentrische Fläche der Aussparung e^1, so daß der Bolzen infolge seiner flanschartigen, über den Holm greifenden Kantenteile e^2 gegen Verschiebung gesichert ist.

280818. Flugzeuggestell. Albatroswerke G. m. b. H. in Johannisthal b. Berlin.

Die Verbindung der Streben von Flugzeugen mit dem Flugzeugrumpf, insbesondere von Stahlrohrstreben, geschieht bisher dadurch, daß diese Streben in Beschläge gesteckt werden, die an dem Gegenstück angebracht sind. Diese Verbindungsart hat für die Praxis verschiedene Nachteile. Um Klemmungen und Verbiegungen zu vermeiden, müssen die Bohrungen dieser Beschläge genau stimmen. Dieses ist praktisch sehr schwer erreichbar und macht insbesondere die Auswechselung einer Rohrstrebe auf freiem Felde ohne genaue Paßarbeit schwer möglich. Ferner hat sich ergeben, daß im Falle eines Bruches bei hartem Landen, wenn eine Fahrgestellstrebe bricht, auch die Beschläge brechen, in denen diese Streben stecken.



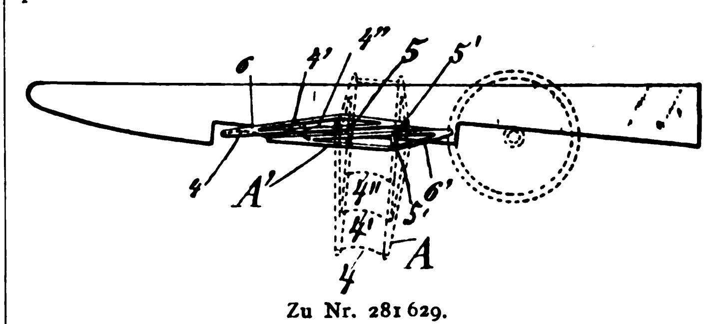
Zu Nr. 280818.

Es ist nun auch schon bekannt, die Streben durch allseitig bewegliche Gelenke mit den Gegenstücken zu verbinden, jedoch ist diese Befestigung nur dort angewendet worden, wo es sich um zusammenlegbare oder verstellbare Gewichte handelt. Das Wesen der Erfindung hingegen besteht darin, daß solche Gelenke zur Befestigung solcher Streben verwendet werden, welche zu starren, in ihrer Form unveränderbaren Gerüsten gehören, lediglich zur Vermeidung von Paßarbeit.

Gemäß der vorliegenden Erfindung sind daher die Streben 1 mit den Beschlägen 3 nicht direkt durch Einpassen, sondern unter Zwischenschaltung von Kugelgelenken 2 verbunden. Hierdurch ist die Herstellung des Fahrgestelles an sich eine leichte, weil infolge der Kugelgelenke die Bohrungen der am Boot, an der Kufe u. dgl. sitzenden Beschläge nicht genau winkelrecht zu sein brauchen. Vielmehr gleichen die Kugelgelenke die Ungenauigkeiten der Bohrungen aus, wie sie besonders bei Anbringung der Beschläge an den hölzernen Flugzeugteilen unvermeidlich sind. Falls bei einem Gestell nach der vorliegenden Erfindung ein Bruch eintritt, so wird im allgemeinen nur das Rohr 1 brechen und das Kugelgelenk 2 erst dann, wenn der Ausschlag über 90° wird. Aber auch dann bleibt im allgemeinen der Beschlag 3 unversehrt, da der schwächste Punkt die Verbindungsstelle der beiden Kugelhälften miteinander ist.

Man hat demnach zum Zwecke des Auswechselns einer gebrochenen Strebe nur nötig, ein gerades Rohrstück auf die gewünschte Länge abzuschneiden oder ein gebrochenes Kugelgelenk 2 durch ein Reservegelenk zu ersetzen, oder im schlimmsten Falle einen gebrochenen Beschlag durch einen Reservebeschlag zu ersetzen. Solche Ersatzrohre, -gelenke und -beschläge lassen sich leicht mitführen, und da alle diese Gegenstände leicht zueinander passen, erübrigt sich eine zeitraubende und auf freiem Felde niemals mit der gewünschten Genauigkeit herzustellende Paßarbeit bei einer Ausbesserung.

281629. Wasserflugzeug mit einem unter den Schwimmern angeordneten drehbaren Tragflächensystem. Josef Ksoll in Breslau. — Die Schwimmer sind, wie üblich, an der Unterseite mit Stufen versehen. Jeder Schwimmer trägt auf seiner Unterseite ein Flächensystem *A*. Die einzelnen Flächen 4, 4′, 4″ desselben laufen unterhalb des Schwimmers zu diesem und untereinander parallel durch. Zu beiden Seiten des Schwimmers befindet sich



Zu Nr. 281629.

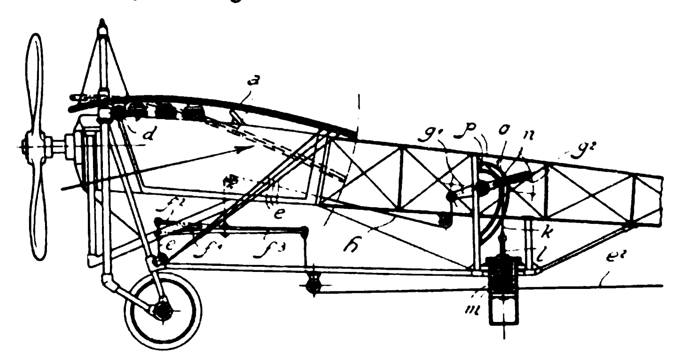
je ein Paar paralleler und um die Achsen 5, 5′ drehbarer Träger 6, 6′, mit denen die Ecken der einzelnen Flächen 4, 4′, 4″ derart gelenkig verbunden sind, daß die Flächenkanten mit den Trägern ein Gelenkparallelogramm bilden und bei der Drehung der Träger sich parallel zu sich selbst bewegen. In der Hochlage nimmt deshalb das Flächensystem *A* die voll gezeichnete Stellung *A′* ein, in welcher die Flächen 4, 4′, 4″ flach unterhalb des Schwimmers liegen.

Für das Anfahren vom Lande wird das Flächensystem *A* hoch, d. h. in die Stellung *A′* gedreht, so daß es, ebenso wie der Schwimmer, über dem Boden liegt. Für das Anfahren vom Wasser wird das Flächensystem in die Stellung *A* niedergelassen. Zunächst schwimmt dann das Fahrzeug mittels der Schwimmer 2 im Wasser, in welches das Flächensystem *A* und das Fahrgestell 3 eintauchen. Beim Anfahren hebt sich das Fahrzeug, die Schwimmer 2 und das Fahrgestell 3 treten aus dem Wasser aus, und das Fahrzeug gleitet mit der untersten Fläche 4 so lange auf dem Wasser, bis auch diese herausstritt und es sich dann in der Luft weiterbewegt; dann wird das Flächensystem in die Lage *A′* hochgedreht, so daß die einzelnen Flächen 4, 4′, 4″ keinen Luftwiderstand verursachen.

280951. Flugzeug mit federnd gehaltenen Flächen. Georg Ferdinand Heubes in Düsseldorf. — Die beiden seitlichen Haupttragflächen *a* und *b* sowie die hintere, das Höhensteuer bildende Fläche *c* sind je um eine Achse *d* bzw. d^1 und d^2 drehbar sowie durch die Zugseile *e* bzw. e^1 und e^2 mit den Armen f^1, f^2 und f^3 eines Dreiarmes verbunden. Dieser ist an dem Zugseil *h* aufgehängt, welches über Rollen geführt ist und an dem einen Arm g^1 eines am Flugzeuggestell drehbaren Doppelhebels g^1, g^2 angreift. Die Arme des Dreiarmes bilden je einen Winkel von 120° miteinander, wobei die Arme f^1 und f^2 gleich lang sind, während sich die Länge des Armes f^3 nach der Belastung und dem Neigungswinkel der hinteren Tragfläche *c* richtet.

Der Arm g^2 des Hebels *g* ist nahezu auf seiner ganzen Länge mit einem Längsschlitz *i* versehen und nimmt in diesem einen Querbolzen *n* auf, welcher mittels des Zugseiles *k* und der Stange *l* an der sich an dem Flugzeuggestell stützenden Feder *m* angreift. Der Bolzen *n* ist auf beiden Seiten mit je einer Rolle *o* versehen und mit

diesen zwischen zwei Führungsschienen *p* von bestimmter Krümmung geführt, so daß bei einer Aufwärtsbewegung des Armes g^2 des Hebels *g* der Bolzen nach dem Drehpunkt des Hebels zu verschoben wird, und umgekehrt.

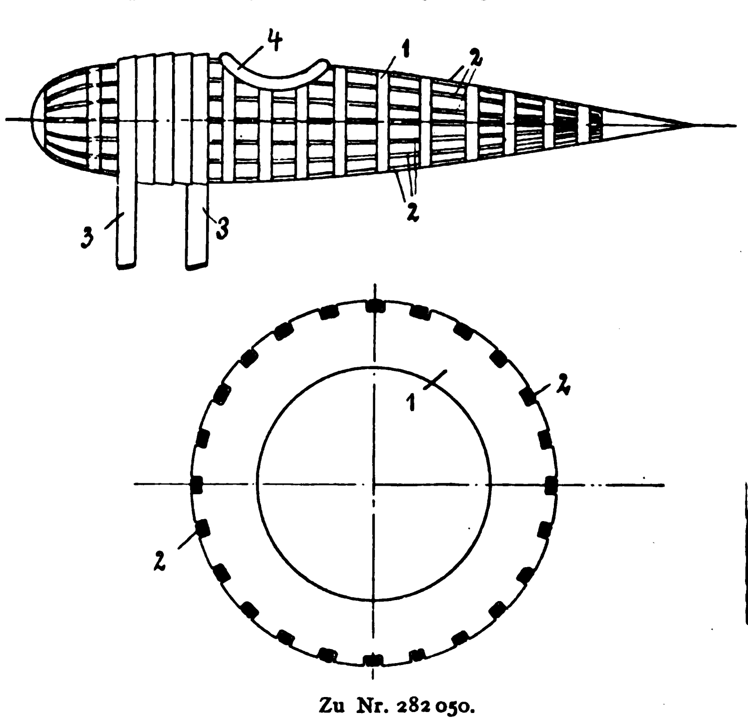


Zu Nr. 280951.

Die Krümmung der Führungsschienen *h* ist derartig gestaltet, daß der Hebelarm g^2 des Hebels *g* bei dessen Bewegung stets eine solche Änderung erfährt, daß das Moment aus der Kraft der Feder *m* und dem Hebelarm g^2 bei allen Stellungen des Hebels g^1, g^2 stets dasselbe bleibt.

Trifft nun z. B. ein Windstoß in der Pfeilrichtung auf die Fläche *a* in deren strichpunktiert angegebenen Normalstellung, so kann sich diese infolge des durch die Verschiebung des Angriffspunktes der Feder gleichbleibenden Federwiderstandes so weit um ihre Achse *d* drehen, bis der auf sie wirkende Gesamtdruck wieder gleich dem bei normalem Fluge ist.

282030. Flugzeugrumpf, bestehend aus einzelnen Querverbandsringen und einer großen Anzahl von um diese herumgelegten Längsleisten. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H. in Johannisthal b. Berlin. — Die Hauptquerverbände des Rumpfes sind nach bekannter Art durch aus Furnierplatten ausgeschnittene Ringe 1 gebildet, um welche eine



Zu Nr. 282050.

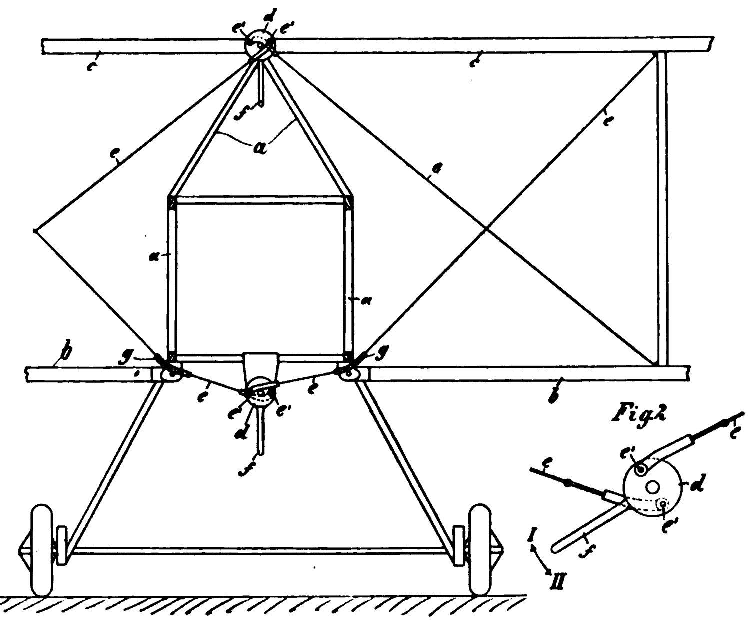
große Anzahl schwächerer Längsleisten 2 herumgelegt ist. Zweckmäßigerweise werden diese Leisten 2 in Einschnitte der Querverbandsringe gelegt, um ein seitliches Verschieben zu verhindern und die gegenseitige Lage zu sichern.

Um dieses so hergestellte Rumpfgerippe wird in Spiralen eine Wicklung 3 von Bändern aus Stoff oder anderen Materialien gelegt, eventuell unter Zusatz von Leim o. dgl. Diese ein- oder mehrgängigen Spiralen berühren oder übergreifen sich in ihren Windungen, so daß sie gleichzeitig die Rumpfbekleidung bilden.

An denjenigen Stellen, an denen der Rumpf Öffnungen erhalten soll, werden die Bänder zweckmäßig mit einem Wulst 4 umgeben, an dem die Längsleisten und die Spiralwindungen auflaufen.

281260. Vorrichtung zum gleichzeitigen Anziehen oder Entspannen von Spanndrähten an Flugzeugen. Franz Schneider in Johannisthal b. Berlin.

Am Flugzeugkörper oder Spannturm *a* sind Kurbelscheiben *d* angebracht, die mit einem Hebel *f* versehen sind. Auf der Kurbelscheibe sind in der Nähe ihres Umfanges, also exzentrisch, die Spanndrähte *e* bei *e'* befestigt. Zweckmäßig wird die Befestigung

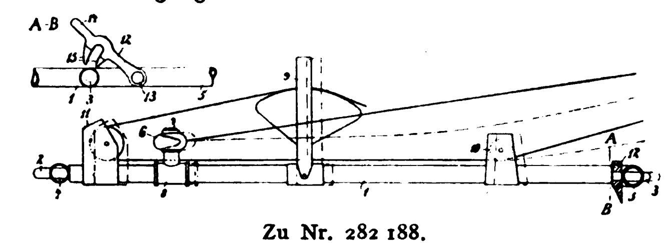


Zu Nr. 281260.

des einen Spanndrahtes auf der Vorderseite und die des anderen Spanndrahtes auf der Rückseite der Kurbelscheibe erfolgen. Die Verspannung beispielsweise der unteren in Führungen *g* gleitenden Spanndrähte erfolgt durch Drehen der Kurbelscheibe mittels des Hebels *f* oder eines Schlüssels aus der Stellung der Fig. 2 in die Stellung der Fig. 1, so daß die gegenüberliegenden, exzentrisch angeordneten Punkte *e'* sich versetzen und bei Überschreiten des Totpunktes die Spanndrähte in ihrer Lage sichern. Die Halteteile für die Spanndrähte können zu diesem Zwecke eine Hakenform erhalten. Bei Doppeldeckern wird die Spannvorrichtung für die oberen Tragdecken *c* zweckmäßig am unteren Teil des Flugzeugkörpers oder am Fahrgestell angebracht, während diejenige für die unteren Tragdecken *b* am Spannturm *a* befestigt wird. In gleicher Weise erfolgt die Anbringung der Spannvorrichtungen bei Eindeckern.

282188. Spann- und Entspannvorrichtung für die Steuerkabel von Flugzeugen. Franz Schneider in Berlin-Johannisthal. — Es ist bereits vielfach vorgeschlagen worden, das Zerlegen von Flugzeugen durch gemeinsames Entspannen der die Tragflächen spannenden Kabel zu erleichtern.

Um das Zerlegen noch weiter zu beschleunigen, ist diese Maßnahme gemäß der Erfindung auch auf die Steuerkabel dadurch übertragen, daß der Steuerhebel gemeinsam mit den Kabelführungen auf einer in der Mittelachse des Flugzeuges liegenden, verschiebbaren Schiene gelagert ist.



Zu Nr. 282188.

Die Schiene 1 trägt vorn einen Zapfen 2 und hinten einen Zapfen 3, die verschiebbar in den Querstreben 4 und 5 gelagert sind. An der Schiene 1 ist der Steuerhebel 6 in dem Lager 7 drehbar angeordnet, welches auf der Schiene 1 durch den Überwurf 8 befestigt ist. Ferner sind auf der Schiene 1 noch die Kabelführungen 9, 10, 11 fest angeordnet. Eine Klinke 12 ist des weiteren noch an der Querstrebe 5 in dem Punkt 13 angelenkt; diese Klinke mit dem Handgriff 14 bildet vorn durch die beiden Backen 15 eine Gabelung, deren lichte Weite so bemessen ist, daß der Zapfen 3 in die Gabelung hineinpaßt. Die Backen sind nun mit Anlaufflächen versehen, und beim Herabdrücken der Klinke zwischen die Querstrebe 5 und die Schiene 1 letztere zu verschieben.

Diese Stellung ist in ausgezogenen Linien veranschaulicht, während die punktierten Linien die Stellung der Vorrichtung bei abgehobener Klinke angeben. Soll ein Flugfahrzeug auseinandergenommen werden, so ist es nur nötig, die Klinke 12 mit der Schiene außer Eingriff zu bringen, wonach dann das Abnehmen der Teile erfolgen kann, ohne daß die Spannschlösser verstellt zu werden brauchen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Dräger-Hefte. Periodische Mitteilungen des Drägerwerkes Lübeck. Im Heft Nr. 33/34, März/April 1915, ist der Aufsatz »Der Dräger-Tauchretter für Luftfahrt« beachtenswert. Bezugspreis bei monatlichem Erscheinen jährlich M. 6.

Technik des Kriegswesens. 12. Band des IV. Teils: »Die technischen Kulturgebiete« von dem Gesamtwerk: »Die Kultur der Gegenwart, ihre Entwicklung und ihre Ziele«, herausgegeben von Paul Hinneberg, Bandredakteur M. Schwarte. Bearbeitet von K. Becker, O. v. Eberhard, L. Glatzel, A. Kersting. H. Kretschmer, O. Poppenberg, J. Schroeter, M. Schwarte, W. Schwinning. Verlag: B. G. Teubner in Leipzig und Berlin. Quart. 886 Seiten mit 91 Abbildungen im Text. Preis geh. M. 24, in Leinwand geb. M. 26, in Halbfranz. M. 28.

Raum und Zeit im Lichte der neueren Physik. Von Dr. Hans Witte. Sammlung Vieweg. Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik. Verlag Friedr. Vieweg & Sohn in Braunschweig. Heft 12. gr. 8⁰. 84 S., 17 Textabbildungen. Preis M. 2,80.

Letzte Gedanken von Henri Poincaré. Übersetzt von Dr. Karl Lichtenecker. Mit einem Geleitwort von Wilhelm Ostwald. Verlag Akademische Verlagsgesellschaft m. b. H. gr. 8⁰. 261 S. mit dem Bilde Henri Poincarés. Preis M. 4,50.

Deutsches Museum. Vorträge und Berichte. Der bayerische Lazarettzug Nr. 2, welcher auf Befehl Sr. Majestät des Königs Ludwig III. von Bayern unter Mitwirkung des Deutschen Museums ausgerüstet und Sr. Majestät dem Deutschen Kaiser zur Verfügung gestellt wurde. Heft 14. Druck R. Oldenbourg, München. Preis M. 0,20.

Verwaltungsbericht über das elfte Geschäftsjahr 1913 bis 1914 des unter dem Protektorate Sr. Majestät des Königs Ludwig III. von Bayern stehenden Deutschen Museums und Bericht über die Sitzung des Vorstandes und der Vorsitzenden und Schriftführer des Vorstandsrates zu Leverkusen und Essen am 25. und 27. Oktober 1914. Druck von R. Oldenbourg, München.

Das Zeißwerk und die Carl Zeiß-Stiftung in Jena. Von Felix Auerbach. Verlag von Gustav Fischer, Jena. gr. 4⁰. 200 S. mit 149 Abbildungen im Text und einem Bildnis von Prof. Abbe. Preis M. 3.

Das Buch erscheint bereits in 4. Auflage und gibt nicht nur die Entwicklung des »Zeißwerkes und der Carl Zeiß-Stiftung«, sondern einen Überblick über die Entwicklung der modernen Optik. In dem Werk hat der Verfasser dem Manne ein Denkmal gesetzt, der die deutsche Optik an die erste Stelle in der Welt stellte und der als Menschenfreund eine neue Organisation der Besitzverhältnisse großer industrieller Unternehmungen geschaffen hat. Das Zeißwerk und die Stiftung müßten richtiger den Namen Abbes tragen. Prof. Abbe hat das Werk zu dem gemacht, was es heut ist und die Zeiß-Stiftung geschaffen. Das Buch ist nicht nur solchen Lesern zu empfehlen, die sich für Optik interessieren, sondern jedem, der an der Spitze großer Unternehmungen steht; auch wer nicht so hochherzig wie Abbe ist, kann daraus lernen. Auch die vorzügliche Ausstattung des Buches, namentlich die guten Abbildungen, verdienen lobend erwähnt zu werden. A. V.

Ratschläge für den Ankauf von Motor-Wagen und -Rädern. Von Wolfgang Vogel. Phönix-Verlag, G. m. b. H. in Charlottenburg. Band 2. gr. 8⁰. 201 S. mit 32 Textabbildungen.

In dem kleinen Buch, das in 2. Auflage erscheint, sind alle Arten von Motorfahrzeugen für die Straße beschrieben, besonders aber die Motorzwei- und Dreiräder und die kleinen Motorwagen (Cyclecars). Es werden alle Arten von Automobilen für Verkehr und Transportzwecke, wie die Geschäftsautomobile, die Lastautomobile, die Autodroschken, die Omnibusse, ja selbst die Lastzüge, die Feuerwehrautomobile und die zur Straßenreinigung dienenden Autos besprochen. Das Buch gibt demnach jedem Autobesitzer Rat, sei er Privatmann, Geschäftsmann oder Leiter eines städtischen Automobilbetriebes! Um sich vor Schaden zu bewahren, sollte dies Buch jeder Käufer eines Motorfahrzeuges besitzen. Die »Ratschläge« geben an, für welche Zwecke sich die verschiedenen Fahrzeuge bewähren und für welche nicht. Sie erklären dem Arzt, dem Kaufmann, dem Sportsmann, dem Fuhrunternehmer usw. usw., wie ein für seine Zwecke geeignetes Fahrzeug beschaffen sein muß. Das Buch gibt ferner Kostenberechnungen sowohl für Privatfahrzeuge der kleinen und größeren Typen, als auch für Transport- und Verkehrsautomobile (Lastwagen, Omnibusse usw.). V. V.

Der Luftkrieg 1914/15. Mit Genehmigung des Kgl. Preuß. Kriegsministeriums und des Kaiserl. Reichsmarineamts dargestellt von einem Flugtechniker. Verlag Hesse & Becker, Leipzig. kl. 8⁰. 278 S. mit einem Titelbilde, zahlreichen Textbildern und vier Tafeln in Kupfertiefdruck. Preis geb. M. 3.

Der letzte Mann. Vervielfältigung (farbiges Kunstblatt) des Gemäldes von Marinemaler Professor Hans Bohrdt. Verlag Otto Gustav Zehrfeld in Leipzig. Bildgröße 58/76 cm. Preis M. 4.

Das Gemälde »Der letzte Mann« des bekannten Marinemalers Professor Hans Bohrdt ist sicher eins der eindrucksvollsten Kriegsbilder, die uns bisher dieser Weltkrieg brachte. Der Vorwurf knüpft an den heldenhaften Untergang unserer Überseeflotte bei den Falklands-Inseln im Dezember 1914 an. Gegen die mehrfache große Übermacht einer englisch-japanischen Flotte haben damals vier deutsche Schiffe in offener Seeschlacht gekämpft. Diese Schiffe »Gneisenau«, »Scharnhorst«, »Nürnberg« und »Leipzig« haben ihren Untergang nach tapferem Kampfe gefunden, was bei der Übermacht an Zahl und Größe der Schiffe und Geschütze des Feindes nicht anders zu erwarten war. Im letzten Augenblicke, als die versunkene »Leipzig« noch einmal kieloben treibt, erfaßt ein bereits mit den Wellen ringender Matrose eine deutsche Bootsflagge und erklimmt mit ihr den aus dem Wasser tauchenden Kiel des Schiffes. Mit nerviger Faust den abziehenden und brennenden englischen Dreadnoughts drohend, schwingt dieser »letzte Mann« noch einmal die schwarz-weiß-rote Flagge fürs Vaterland. Hans Bohrdt hat in diesem Bild ein Denkblatt deutscher Seemannsgröße geschaffen. Er hat den Abschluß eines Heldendramas auf hoher See mit ergreifender Größe und Lebendigkeit eindrucksvoll und packend dargestellt, ein Bild von tiefster Wirkung. So hat das Werk außer seinem künstlerischen, auch einen erzieherischen Wert. Das Bild erscheint für Liebhaber auch als einfarbiger und farbiger Handkupferdruck.

Elektrische Kraftbetriebe und Bahnen. Herausgeber und Schriftleiter Ingenieur Eichel, Berlin. Verlag R. Oldenbourg, München. Aus dem Inhalt des Heftes 10 beachtenswert der Aufsatz: Stimmungsbericht aus dem englischen Wirtschaftsleben. A. V.

Jahresbericht des k. k. Österreich. Flugtechn. Vereins, Vereinsjahr 1914. Im Selbstverlag des Vereins.

Motorenkunde für Flugtechniker. Von Stephan Popper. Verlag k. k. Österr. Flugtechnischer Verein, Wien. Preis 3 Kronen.

Arsbok för Svenska Aeronautiska Sallskapet 1915. Verlag Ivar Haeggströms Boktryckeri a. B. Stockholm.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

1. Seit Anfang dieses Monats haben wir den Tod des Kgl. Kommerzienrats Hans Zanders, Bergisch-Gladbach, zu beklagen, eines verehrten Mitgliedes, das unserer Gesellschaft seit ihrem Bestehen angehörte und dessen Andenken bei uns in Ehren gehalten werden wird.

2. Auszeichnungen: Unser Vorstandsmitglied, der Wirkl. Geh. Oberbaurat Dr.-Ing. h. c. Rudolf Veit, Berlin, erhielt das Eiserne Kreuz II. Kl. am weiß-schwarzen Bande.

Das Verdienstkreuz mit Schwertern von Sachsen-Koburg-Gotha wurde unserem Mitglied, dem Ingenieur Oskar Ursinus, Frankfurt, zurzeit Offizierstellvertreter bei einer Flieger-Ersatz-Abteilung, verliehen.

Der Geschäftsführer: Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 31. Juli 1915. | Heft 13 u. 14.


Digitized by Google

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. 31. Juli 1915. Heft 13 und 14.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Die wichtigsten Grundlagen für den Entwurf von Luftschrauben.

Von Dipl.-Ing. **A. Betz.**

Obwohl es auf dem Gebiete der Luftschrauben eine ganze Reihe guter theoretischer und experimenteller Arbeiten gibt, so ist doch die Kenntnis der Grundgesetze für die Wirkung der Schrauben verhältnismäßig nicht sehr verbreitet. Es mag dies zum Teil daher rühren, daß die vorhandene Literatur zu speziell ist und bereits einige Kenntnis der Theorie voraussetzt oder auch zu viel mathematische Arbeit enthält, so daß sie für die Praxis zu kompliziert wird. Im folgenden soll versucht werden, ohne auf die feineren Untersuchungen näher einzugehen, die Vorgänge in der Schraube verständlich zu machen und die für den praktischen Entwurf sich daraus ergebenden Folgerungen auseinanderzusetzen.

Es gibt im wesentlichen zwei Betrachtungsweisen für das Arbeiten der Luftschrauben, von denen jedoch keine für sich ausreicht, um danach sich ein Urteil über die für einen bestimmten Zweck günstigste Gestaltung der Schraube zu bilden. Nur durch die gleichzeitige Anwendung beider kommt man zum Ziele. Für die endgültige Formgebung spielen außerdem noch die Festigkeits- und Elastizitätsfragen eine sehr wesentliche Rolle. Die eine der erwähnten Betrachtungsweisen, die Schraubenstrahltheorie, sieht von dem eigentlichen Mechanismus der Krafterzeugung an der Schraube ganz ab und zieht ihre Schlüsse lediglich aus dem Zustand der Luft vor und hinter der Schraube. Bei ihr kommen im wesentlichen die Größen Schub, Fahrgeschwindigkeit, Schraubendurchmesser nicht aber die Gestalt der Flügel zur Geltung. Die andere, die Flügelblatttheorie, betrachtet die Vorgänge an den Schraubenflügeln; hier spielt demnach die Form der Flügel, ihre Steigung und ihr Profil, die Hauptrolle; dagegen läßt sie die aus dem Gesamtvorgang sich ergebenden Wirkungen außer acht.

Wir wenden uns zunächst der Schraubenstrahltheorie zu. Bekanntlich wird die zur Fortbewegung nötige Kraft bei allen Propellern, die in einem nachgiebigen Medium arbeiten (Schaufelräder, Strahlpropeller, Schrauben) dadurch erzeugt, daß ein Teil der umgebenden Flüssigkeit nach rückwärts beschleunigt wird und den Antriebmechanismus mit einer größeren Geschwindigkeit, verläßt als er vor seinem Eintritt besaß. Wird in der Zeiteinheit die Masse m von der Geschwindigkeit w_1 auf die Geschwindigkeit w_2 gebracht, so ist dazu die Kraft $P = m\,(w_2 - w_1)$ erforderlich; die gleiche Kraft übt umgekehrt die Flüssigkeit auf den Propeller selbst aus, und zwar ist die Richtung dieser sog. Reaktionskraft entgegengesetzt dem Geschwindigkeitsvektor $w_2 - w_1$. Der Schraubenpropeller ist nun eine Vorrichtung, welche auf der einen Seite Flüssigkeit ansaugt und auf der anderen in Form eines Strahles mit erhöhter Geschwindigkeit abfließen läßt. Beschleunigt wird alle Flüssigkeit, welche die von den Flügeln bestrichene Fläche, den Schraubenkreis, durchströmt. Ist ϱ die Dichte der Flüssigkeit, D der Durchmesser der Schraube und w' die Geschwindigkeit, mit der die Flüssigkeit den Schraubenkreis passiert (wir nehmen zunächst an, daß diese Geschwindigkeit überall auf der ganzen Kreisfläche dieselbe ist), so ist die sekundlich durchfließende Masse $m = \frac{D^2 \pi}{4} \cdot w' \cdot \varrho$, mithin der Schub $P = (w_2 - w_1)\, w' \cdot \frac{D^2 \pi}{4} \cdot \varrho$ oder wenn wir zur Abkürzung $\frac{D^2 \pi}{4} = F$ und $w_2 - w_1 = v$ setzen

$$P = v \cdot w' \cdot F \cdot \varrho \qquad \qquad 1)$$

Da die Geschwindigkeit der Flüssigkeit an der Stelle, wo die Kraft P auftritt, w' ist, so wird hier die Arbeit $P \cdot w'$ geleistet. Wenn sonst keine Verluste auftreten, so ist dies die Arbeit, die vom Antriebsmotor aufzubringen ist. In einigem Abstand hinter der Schraube, wenn sich die Druckunterschiede zwischen Strahl und umgebender Flüssigkeit wieder ausgeglichen haben, findet sich diese Arbeit in Form von kinetischer Energie wieder, indem die Geschwindigkeit der Flüssigkeit von w_1 auf w_2 gestiegen ist. Die kinetische Energie ist also um den Betrag $\frac{1}{2} m (w_2^2 - w_1^2)$ größer geworden als vor dem Eintritt in die Schraube. Da nach dem Satz von der Erhaltung der Energie die sekundliche Zunahme an kinetischer Energie gleich der geleisteten Arbeit sein muß, so erhalten wir, indem wir für m und P die gefundenen Werte einsetzen, die Beziehung

$$\frac{1}{2} F w' \varrho (w_2^2 - w_1^2) = v w'^2 F \varrho$$

oder da $w_2 - w_1 = v$

$$\frac{1}{2} (w_2 + w_1) = w' \quad \ldots \ldots \quad 2)$$

d. h. die Durchströmungsgeschwindigkeit der Flüssigkeit durch den Propeller ist das arithmetische Mittel aus der Geschwindigkeit vor und hinter der Schraube. Wir können dieses Ergebnis auch schreiben

$$w' = w_1 + \frac{v}{2}.$$

Die Formel für den Schub nimmt nun die Form an

$$P = \left(w_1 + \frac{v}{2}\right) v \cdot F \cdot \varrho \quad \ldots \ldots \quad 3)$$

und daraus erhalten wir umgekehrt

$$v = w_1 \left(\sqrt{1 + 2 \frac{P}{\varrho F w_1^2}} - 1\right) \quad \ldots \ldots \quad 4)$$

Schreiben wir für den Ausdruck $\frac{P}{\varrho F w_1^2}$, den man als Belastungsmaß bezeichnen kann, φ, so geht diese Formel über in

$$\frac{v}{w_1} = \sqrt{1 + 2\varphi} - 1 \quad \ldots \ldots \quad 5)$$

Bei diesen Betrachtungen haben wir die Schraube als stillstehend und die Luft dagegen strömend angenommen. Die abgeleiteten Beziehungen gelten jedoch natürlich auch für den Fall, daß die umgebende Flüssigkeit ruht, während die Schraube mit dem anzutreibenden Fahrzeug mit der Geschwindigkeit $w = w_1$ sich vorwärts bewegt, wie es den praktischen Verhältnissen entspricht. Die Nutzarbeit der Schraube ist in diesem Falle Schub $\times$ Fahrgeschwindigkeit, also $P \cdot w$, während die vom Antriebsmotor zu leistende Arbeit wie oben erwähnt $P \cdot w'$ ist. Es ergibt sich also aus dieser Betrachtungsweise ein Wirkungsgrad der Schraube

$$\eta_m = \frac{Pw}{P \cdot w'} = \frac{w}{w + \frac{v}{2}} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + 2\varphi}} \quad \ldots \quad 6)$$

Dieser bildet eine obere Grenze, welche unter den gegebenen Bedingungen (Schub, Fahrgeschwindigkeit, Durchmesser) höchstens erreichbar wäre, wenn die Verluste, die durch die Schraubenflügel selbst noch entstehen, unendlich klein werden. Er wird deshalb auch als »maximaler theoretischer Wirkungsgrad« bezeichnet.

Das Belastungsmaß φ wird um so größer, je größer unter sonst gleichen Umständen der Schub P oder je kleiner die Schraubenkreisfläche F oder die Fahrgeschwindigkeit w sind. Und mit wachsendem φ wiederum nimmt der Wirkungsgrad ab. Die in der letzten Gleichung zum Ausdruck gebrachte Beziehung zwischen η_m und φ ist in Fig. 1 graphisch wiedergegeben.

Bei der Ermittelung des Wirkungsgrades η_m war vorausgesetzt, daß der Mechanismus, welcher die Flüssigkeit nach rückwärts beschleunigt, selbst verlustfrei arbeitet, d. h. daß die einzelnen Elemente der Schraubenflügel keinen Widerstand in ihrer Bewegungsrichtung finden. Daß trotz dieser Voraussetzung sich nicht der Wirkungsgrad 1 ergibt, rührt

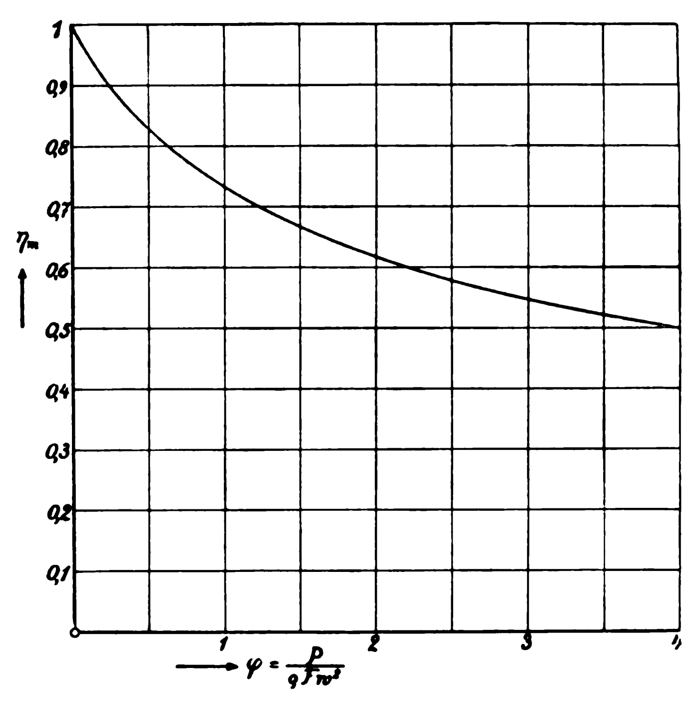


Fig. 1. Maximaler theoretischer Wirkungsgrad, abhängig von der Belastung der Schraube.

daher, daß in der nach rückwärts beschleunigten Luftmasse kinetische Energie steckt von der Größe $\frac{1}{2} mv^2$, die vom Antriebsmotor aufgebracht werden muß, ohne daß man sie nutzbringend verwerten könnte. Aus der Überlegung, daß bei konstanter Durchflußmenge der Schub proportional v (siehe Gleichung 1), der Arbeitsverlust aber proportional v^2 (nämlich $\frac{1}{2} mv^2$) ist, ersieht man, daß bei einer Vermehrung der Geschwindigkeit im Schraubenstrahl die Verlustarbeit rascher zunimmt als der Schub. Geringe Strahlgeschwindigkeit ist also günstig, sie wird erreicht durch kleine Flächenbelastung $\frac{P}{F}$; bei Erhöhung der Fahrgeschwindigkeit w wird einerseits die sekundlich durchfließende Masse m vermehrt, so daß zur Erzielung eines gegebenen Schubes die Strahlgeschwindigkeit v kleiner wird, was, wie wir eben zeigten, für den Wirkungsgrad günstig ist, anderseits ist die Nutzarbeit Pw ja direkt proportional der Fahrgeschwindigkeit w, so daß auch bei gleicher Strahlgeschwindigkeit v der Verlust, der ja von w unabhängig ist, verhältnismäßig geringer wird. Wir kommen so auf diesem Wege, der sich natürlich auch zahlenmäßig verfolgen läßt, zu dem gleichen Ergebnis wie oben.

Wir hatten bei diesen Ableitungen immer vorausgesetzt, daß die Geschwindigkeit in jedem Punkt des Strahlquerschnittes dieselbe ist. Trifft dies nicht zu, so wird bei Festhaltung der übrigen Größen w und F der Schub sowohl wie die Verlustarbeit etwas größer als der mittleren Strahlgeschwindigkeit $v_m = \frac{\int v\,dF}{F}$ entsprechen würde. Die Zunahme des Schubes ist jedoch so gering, daß sie praktisch überhaupt zu vernachlässigen ist, während die der Verlustarbeit etwas mehr ausmacht, so daß dadurch eine Verschlechterung des Wirkungsgrades bedingt ist. Doch beträgt dieselbe für Schrauben in Fahrt bei den üblichen Verhältnissen selbst in sehr ungünstigen Fällen, wie sie praktisch kaum vorkommen, nur einige Prozent. Am Stand und bei geringen Fahrgeschwindigkeiten (beim Anfahren) kann das Verhältnis von Motorleistung zu Schub merklich verschlechtert werden (unter der Annahme, daß die Strahlgeschwindigkeit v linear von innen nach außen zunimmt, also proportional dem Radius ist, ergibt sich am Stande ein Verlust von ca. 17% gegenüber der gleichmäßigen Verteilung).

Bei den meisten Aufgaben, die an den Schraubenkonstrukteur herantreten, ist der Schub und die Fahrgeschwindig-

keit fest gegeben. Zu wählen ist die Schraubenkreisfläche F bzw. der Durchmesser D. Nach den hier entwickelten Grundsätzen wäre der Durchmesser so groß wie möglich zu nehmen. Die Rücksicht auf andere Einflüsse nötigt uns jedoch, mit dem Durchmesser nicht über ein gewisses Maß hinauszugehen. Eine Grenze ist einmal in dem zur Verfügung stehenden Platz gegeben, dann aber auch dadurch, daß fast immer die Tourenzahl ziemlich festliegt. Man würde nämlich bei zu großem Durchmesser und gleichzeitig bei hoher Umdrehungszahl Schraubenflügel von ungünstiger Form erhalten, einerseits in Hinsicht auf die Festigkeit, anderseits in Hinsicht auf den Eigenwiderstand der Flügel. Auf diesen Punkt werden wir bei Erläuterung der Vorgänge am Flügelblatt noch näher eingehen. Vorläufig mag der Hinweis genügen, daß darin eine Grenze für die Größe der Schrauben liegt. Bei unseren gewöhnlichen Flugzeugschrauben liegen übrigens die Verhältnisse insofern sehr günstig, als der maximale theoretische Wirkungsgrad infolge des geringen Schubes (bzw. Flugzeugwiderstandes) und der hohen Fahrgeschwindigkeit recht gut ist, meist über 90%, so daß die hier ermittelten Verluste meist noch nicht die Hälfte der Gesamtverluste ausmachen. Es liegt daher gar keine dringende Veranlassung vor, den Schraubendurchmesser extrem groß zu wählen. Anders ist es z. B. bei Schiffsschrauben. Hier ist vielfach der maximale theoretische Wirkungsgrad bereits sehr niedrig, aber hier kommt bei schneller laufenden Schrauben (Turbinenantrieb) noch ein weiterer Grund hinzu, welcher den Durchmesser beschränkt, die sog. Kavitation; bei zu hoher Umfangsgeschwindigkeit reicht nämlich der Wasserdruck nicht aus, um das Wasser schnell genug der Schraube zuzuführen, es bildet sich vor der Schraube ein Hohlraum. Bei Luftschrauben haben wir statt dessen nur eine starke Luftverdünnung an den Flügelspitzen, über deren Wirkung man heute noch nichts Sicheres aussagen kann. Es scheint jedoch, daß sie eher vorteilhaft als schädlich ist.

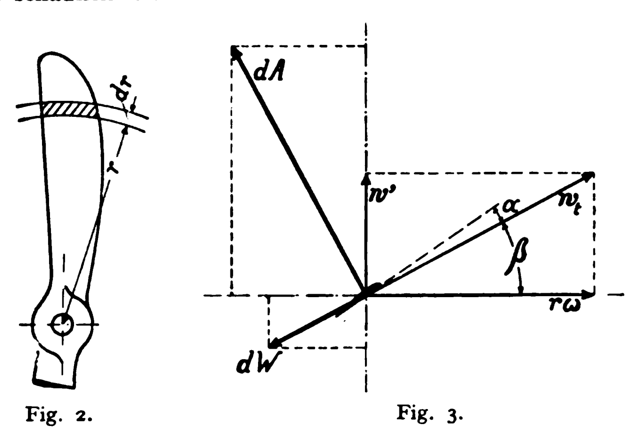


Fig. 2. Fig. 3.

Wir wollen uns nun der Betrachtung der Vorgänge im Antriebsapparat, der Schraube, selbst zuwenden. Zu dem Zwecke betrachten wir ein kurzes Stück des Schraubenblattes, das durch zwei zur Schraubenachse konzentrische Zylinder mit den Radien r und $r + dr$ aus der Schraube herausgeschnitten wird (Fig. 2). Die relative Geschwindigkeit dieses sog. Flügelelementes setzt sich zusammen aus der von der Rotation der Schraube herrührenden Umfangsgeschwindigkeit — sie hat für das Element den Betrag $r\omega$, wenn ω die Winkelgeschwindigkeit der Schraube ist — und aus der Axialgeschwindigkeit w' $\left(\text{Fahrgeschwindigkeit } w + \text{Zuströmungsgeschwindigkeit } \frac{v}{2}\right)$; der absolute Betrag der Geschwindigkeit ist $w_t = \sqrt{(r\omega)^2 + w'^2}$ (siehe Fig. 3).

Der Luftdruck, den das Element erfährt, läßt sich durch zwei Komponenten ausdrücken: dW, der Eigenwiderstand des Elementes, ist der Bewegung w_t entgegengesetzt und dA, die nutzbare Kraft, steht senkrecht dazu. Entsprechend den bei Tragflächen üblichen Bezeichnungen können wir schreiben

$$dW = \zeta_W \varrho b\, dr \cdot w_t^2 = \zeta_W \varrho b\, [w'^2 + (r\omega)^2]\, dr \quad . \quad 7)$$

$$dA = \zeta_A \varrho b\, dr \cdot w_t^2 = \zeta_A \varrho b\, [w'^2 + (r\omega)^2]\, dr \quad . \quad 8)$$

wobei ζ_W den Widerstandskoeffizienten, ζ_A den Auftriebskoeffizienten des betreffenden Profils, b die Flügelbreite an der betreffenden Stelle und ϱ die Luftdichte bezeichnen. Man kann übrigens die für Tragflächen ermittelten Werte von ζ_W und ζ_A nicht ohne weiteres hier anwenden, da diese Koeffizienten ziemlich stark von dem Verhältnis Länge : Breite des Tragflächenumrisses abhängen und man nicht angeben kann, welches Verhältnis nun maßgebend ist. Bei Tragflächen bewirken nämlich die seitlichen Ränder eine Störung des Luftstromes, die eine Verminderung von ζ_A und insbesondere eine Vergrößerung von ζ_W gegenüber den entsprechenden Werten bei unendlich langen Tragflächen mit sich bringt. Bei den Schrauben findet eine entsprechende Wirkung statt; sie würde verschwinden, wenn der Durchmesser der Schraube unendlich groß wäre. Einen wesentlichen Teil dieser Störung haben wir bereits durch die Schraubenstrahltheorie erfaßt und rechnerisch dadurch zum Ausdruck gebracht, daß wir die Geschwindigkeit w' an Stelle der Fahrgeschwindigkeit einführten[1]). Wir müssen deshalb in den obigen Formeln (7 u. 8) für ζ_W und ζ_A Werte zugrunde legen, die sich mehr den für unendlich lange Tragflächen gültigen nähern, als den für Flächen gewöhnlichen Formates. Wenn auch die in einem bestimmten Falle zu wählenden Werte von ζ_W und ζ_A meist ziemlich unsicher sind, so können die obigen Formeln doch als ein Anhaltspunkt für die quantitative Beurteilung der Vorgänge am Schraubenflügel dienen und uns insbesondere über die Verteilung von Schub und Drehmoment längs des Flügelblattes angenäherten Aufschluß geben.

Die Kräfte dW und dA lassen sich wieder in je zwei Komponenten zerlegen, von denen die eine in die Richtung der Fahrgeschwindigkeit fällt und den Schub bildet, während die andere der Drehbewegung entgegengesetzt ist und vom Antriebsmotor überwunden werden muß. An Hand der Fig. 3 ersieht man leicht, daß der Beitrag des Elementes zum Schub den Betrag hat

$$dP = dA \cdot \cos\beta - dW \sin\beta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 9)$$

während das Moment der anderen Komponente, bezogen auf die Propellerachse (Hebelarm r), sich ergibt zu

$$dM = r\,[dA \sin\beta + dW \cos\beta] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 10)$$

Der Winkel β selbst ist bestimmt durch die Beziehung

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{w'}{r\omega} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 11)$$

Als sekundliche Nutzarbeit (Schub · Fahrgeschwindigkeit) erhalten wir

$$L_n = w \cdot dP = w' \cdot \eta_m\, dP,$$

während die zum Antrieb erforderliche Leistung

$$L_m = \omega\, dM$$

beträgt. Für den Wirkungsgrad des Flügelelementes ergibt sich demnach der Ausdruck

$$\eta_r = \frac{w'\, dP}{\omega\, dM}\, \eta_m = \zeta_r \cdot \eta_m \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 12)$$

Der Gesamtwirkungsgrad η_r des Elementes läßt sich, wie man sieht, in zwei Faktoren zerlegen, von denen der eine, η_m, der maximale theoretische Wirkungsgrad, gänzlich unabhängig von der Beschaffenheit des Elementes ist und nur durch die zu erfüllende Aufgabe bedingt ist, während der andere Faktor $\zeta_r = \dfrac{w'\, dP}{\omega\, dM}$ ein Maß für die Qualität des

[1]) Die Strahltheorie erfaßt die durch die Endlichkeit des Durchmessers bedingten Verluste nicht vollständig. Hauptsächlich ist es die im Strahl vorhandene Rotation, die nicht zum Ausdruck kommt. Da diese aber sehr wesentlich von der Form der Flügel abhängt, insbesondere von dem Winkel β (Fig. 3), so lassen sich darüber nicht in derselben Allgemeinheit Aussagen machen wie über die Axialgeschwindigkeit. Wir haben deshalb trotz der Berücksichtigung der Axialgeschwindigkeit doch noch einen allerdings meist geringen Einfluß der Belastung (Endlichkeit des Durchmessers) zu erwarten. ζ_W und ζ_A liegen deshalb zwischen den für normale und für unendlich lange Tragflächen gültigen Werten. Je nach der Flügelform nähern sie sich mehr dem einem oder dem anderen Wert.

Flügelelementes darstellt. Wir wollen ihn als Gütegrad bezeichnen. Setzen wir die für dP und dM ermittelten Werte ein, so erhalten wir für diesen Gütegrad des Elementes die Gleichung

$$\zeta_r = \frac{\eta_r}{\eta_m} = \frac{dA \cdot \cos\beta - dW \cdot \sin\beta}{dA \sin\beta + dW \cos\beta} \cdot \frac{w'}{r\omega} \quad . \quad . \quad 13)$$

Setzen wir zur Abkürzung das die Güte des Elementes kennzeichnende Verhältnis $\frac{dW}{dA} = \frac{\zeta_W}{\zeta_A} = \varepsilon$ (man bezeichnet es als »Gleitzahl«) und beachten, daß $\frac{w'}{r\omega} = \operatorname{tg}\beta$ ist, so können wir die letzte Gleichung umformen in

$$\zeta_r = \frac{1 - \varepsilon \operatorname{tg}\beta}{1 + \varepsilon \operatorname{ctg}\beta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 14)$$

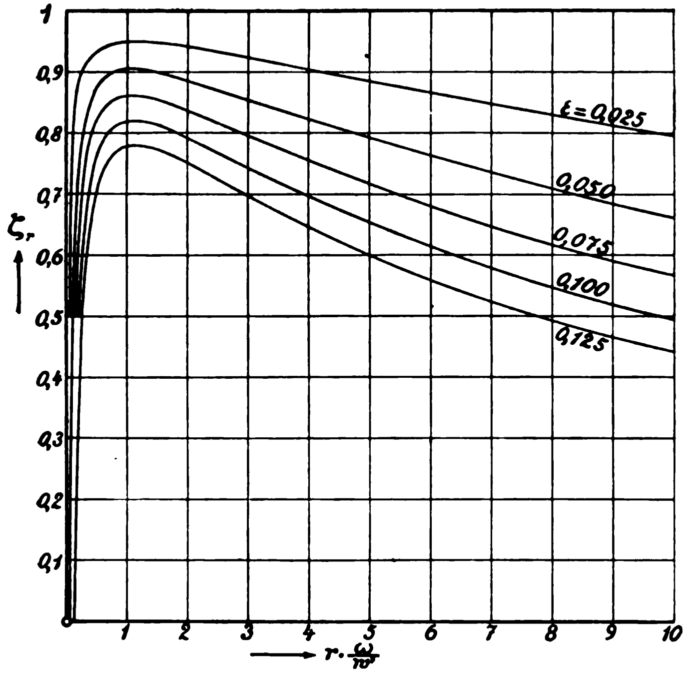


Fig. 4. Gütegrad der Flügelelemente, abhängig von ihrer Entfernung von der Achse, von der Tourenzahl und der Achsialgeschwindigkeit einerseits und von der Gleitzahl des Profiles anderseits.

Man sieht ohne weiteres, daß für $\varepsilon = 0$ $\zeta_r = 1$ wird; d. h. ohne Eigenwiderstand dW würde das Flügelelement verlustfrei arbeiten. Bei Tragflächen von den üblichen Abmessungen beträgt ε nach den Modellversuchen für gute Profile etwa $^1/_{12}$ bis $^1/_{14}$, doch gilt für die Anwendbarkeit dieses Wertes natürlich dasselbe, was weiter oben über ζ_W und ζ_A gesagt wurde. Für unendliche lange Tragflächen ist die Gleitzahl ε der Größenordnung nach etwa nur halb so groß. Weiter ist zu berücksichtigen, daß die hohen Geschwindigkeiten, wie sie bei Schrauben auftreten, voraussichtlich auch noch eine Verminderung der Gleitzahl mit sich bringen (da der Reibungswiderstand mit einer geringeren als der 2. Potenz der Geschwindigkeit zunimmt). Anderseits werden die näher an der Nabe gelegenen Elemente wegen ihrer ungünstigeren Form erheblich schlechter sein. Durch Vergleich mit experimentellen Werten werden wir später einen etwas sichereren Anhalt für die Wahl der Größe ε gewinnen. In Fig. 4 ist die Abhängigkeit des elementaren Gütegrades ζ_r von $\varepsilon = \frac{dW}{dA}$ einerseits und von $\operatorname{ctg}\beta = r \cdot \frac{\omega}{w'}$ anderseits dargestellt. Das Maximum des Wirkungsgrades liegt bei gegebenem ε bei $\operatorname{ctg}\beta = \varepsilon + \sqrt{1 + \varepsilon^2}$. Da ε wohl in allen praktischen Fällen ziemlich klein ist, so liegt das Maximum immer in der Nähe von $\beta = 45^0$, und zwar immer etwas darunter.

Gehen wir vom Flügelelement zum ganzen Propellerflügel mit dem Außenradius R über, so erhalten wir den Schub P und das Drehmoment M durch Integration der entsprechenden Elementarwerte. Durch Multiplikation mit w' bzw. ω ergibt sich die Schubarbeit bzw. die Drehmomentarbeit. Das Verhältnis der beiden Arbeitswerte ist der Gütegrad des ganzen Flügels, ζ. Wir erhalten dafür die Beziehung

$$\zeta = \frac{P \cdot w'}{M \cdot \omega} = \frac{\int_0^R w' \frac{dP}{dr} dr}{\int_0^R \omega \frac{dM}{dr} dr} = \frac{\int_0^R \zeta_r \frac{dM}{dr} dr}{\int_0^R \frac{dM}{dr} dr},$$

indem wir zuletzt $w'dP$ durch $\zeta_r \cdot \omega dM$ ersetzten und die konstante Winkelgeschwindigkeit ω im Zähler und Nenner fortließen. Leider können wir über die Verteilung der Größe $\frac{dM}{dr}$, des auf die Längeneinheit entfallenden Drehmomentes, nichts Sicheres aussagen. Wir gehen aber nicht sehr fehl, wenn wir für die Überschlagsrechnung diesen Wert proportional r annehmen. Es entspricht dies ungefähr der in der Strahltheorie gemachten Voraussetzung, daß die Strahlgeschwindigkeit v an jeder Stelle des Querschnittes dieselbe ist (genau würde dem eine Verteilung des Schubes proportional r entsprechen, doch ist der Unterschied für den vorliegenden Zweck ohne Belang). In Wirklichkeit wird das Drehmoment etwa den in Fig. 5 (ausgezogene Linie) qualitativ dargestellten Verlauf haben.[1]) Den mittleren Teil der Kurve könnte man vielleicht besser durch eine parabolische Verteilung $\left(\frac{dM}{dr} \text{ proportional } r^2\right)$ annähern, doch werden dabei die äußersten Teile des Flügels zu hoch bewertet. Die beiden Annahmen, lineare und parabolische Verteilung, sind in Fig. 5 mit eingetragen (punktierte Linien). Wie wir später

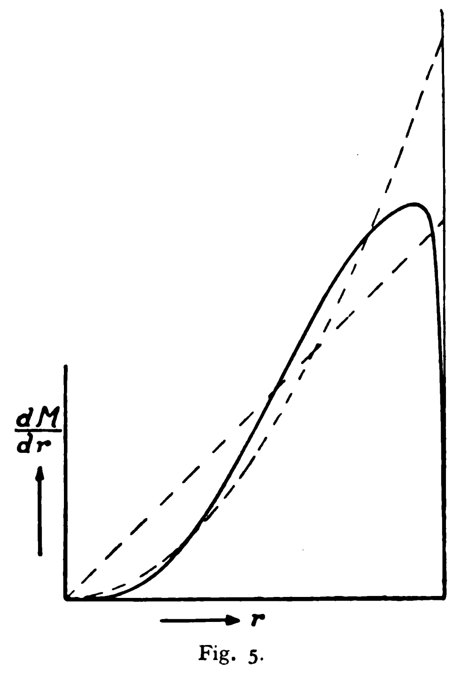


Fig. 5.

sehen werden, ist der Unterschied im Resultat für die beiden Annahmen nicht sehr erheblich, es lohnt sich daher nicht, eine kompliziertere Verteilungsannahme zu machen, zumal da bei den verschiedenen Schrauben die wirkliche Verteilung doch sehr verschieden sein kann. Liegt die Gestalt des Schraubenflügels erst einmal in der Hauptsache fest, so kann man mittels der Gleichungen 7, 8 und 10 die Verteilung von $\frac{dM}{dr}$ angenähert ermitteln und diese dann einer genaueren Rechnung zugrunde legen.

[1]) Vergl. Fuhrmann: Untersuchungen an einem Propellermodell (diese Zeitschr., IV. Jahrg., S. 89 ff.) und v. Soden-Fraunhofen: Untersuchungen an Luftschrauben am Stand und in der Fahrt beim Luftschiffbau Zeppelin (Jahrbuch der wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt, III. Band).

Fig. 6 zeigt, wie sich unter der Annahme linearer Verteilung die Arbeitsumsetzung längs des Flügels gestaltet. Man sieht daraus sofort, daß die inneren Teile des Flügels nahezu gar keine Rolle spielen; maßgebend sind fast ausschließlich die äußeren Elemente. Bei parabolischer Verteilung würden die für die Gesamtwirkung in Betracht kommenden Arbeitsflächen noch stärker nach den Flügelspitzen hin zusammengedrängt.

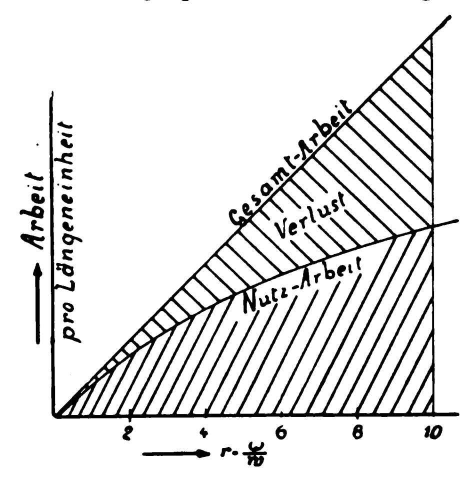


Fig. 6. Verteilung der Arbeitsverluste längs des Propellerflügels.

Unter der Annahme linearer Verteilung erhalten wir für den Gütegrad des Flügelblattes

$$\zeta = \frac{\int_0^R \zeta_r \, r \, dr}{R^2/2}.$$

In Fig. 7 ist diese Größe abhängig vom Schraubenradius R $\left(\text{bzw. } R \cdot \frac{\omega}{w'}\right)$ für dieselben Werte von ε wie in Fig. 4 gezeichnet. Die Kurven, die man bei Annahme parabolischer Verteilung erhalten würde, sind durch die gestrichelten Linien

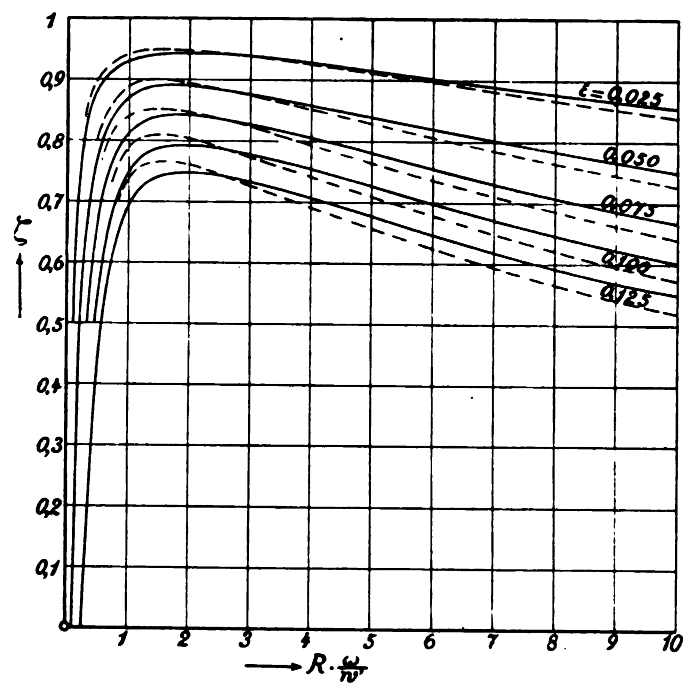


Fig. 7. Gütegrad des Schraubenflügels, abhängig von Durchmesser, Tourenzahl und Achsialgeschwindigkeit einerseits, und von der Gleitzahl des Profiles auderseits.

angegeben. Der Unterschied ist trotz der großen Verschiedenheit in der angenommenen Verteilung nicht erheblich, so daß man daraus wohl schließen darf, daß auch bei Zugrundelegung eines genaueren Verteilungsgesetzes das Resultat ungefähr dasselbe wäre wie bei den wiedergegebenen Kurven.

Man sieht aus der starken Abnahme des Wirkungsgrades bei hohen Werten von $R \cdot \frac{\omega}{w'}$, daß man bei gegebener Tourenzahl und Fahrgeschwindigkeit den Schraubendurchmesser nicht zu hoch wählen darf. Der Fall, daß man Anlaß hätte, mit dem Durchmesser unter der günstigsten Größe zu bleiben, kommt praktisch kaum vor. Da der maximale theoretische Wirkungsgrad mit wachsendem Durchmesser höher wird, so liegt das Maximum des Gesamtwirkungsgrades bei etwas größeren Schraubendurchmessern als das für ζ allein. Für einen gegebenen Fall läßt sich die Kurve des Gesamtwirkungsgrades als Produkt von η_m und ζ leicht ermitteln. Um Irrtümer zu vermeiden, mag noch betont werden, daß die Diagramme 5, 6 und 7 wegen der Unsicherheit der Voraussetzung auf keine allzu strenge Richtigkeit Anspruch erheben können, sie geben nur die Verhältnisse qualitativ wieder und gewähren einen Überblick über die sonst wenig übersichtlichen Einflüsse.

Berechnet man nach Versuchsergebnissen die Werte $\zeta = \frac{\eta}{\eta_m}$ sowie die zugehörigen Verhältnisse $\frac{R\omega}{w'}$ und trägt die zusammengehörigen Werte in das Diagramm 7 ein, so kann man aus der Lage der berechneten Punkte zu den Kurven des Diagrammes auf den für die betreffende Schraube geltenden Wert ε schließen. Nach Modellversuchen würde sich so für gute Schrauben ungefähr $\varepsilon = 0{,}04$ bis $0{,}07$ ergeben. Nach Versuchen an Schrauben natürlicher Größe erhält man eine noch günstigere Gleitzahl $\varepsilon = 0{,}02$ bis $0{,}04$, und zwar scheint bei hohen Umfangsgeschwindigkeiten der Wert kleiner zu sein als bei niedrigen. Doch ist gerade bei den Versuchen mit Schrauben in natürlicher Größe die Genauigkeit der Messung nicht ausreichend, um daraus die Abhängigkeit des Wertes ε von äußeren Bedingungen einigermaßen sicher feststellen zu können.

Von einer Luftschraube, die von einem gegebenem Motor mit bestimmtem Drehmoment und bestimmter Tourenzahl angetrieben wird, ist außer dem günstigen Wirkungsgrad noch zu verlangen, daß die Schraube bei diesen vorgegebenen Touren ein Drehmoment erfordert, das gerade mit dem zur Verfügung stehenden übereinstimmt. Ist das Schraubendrehmoment zu groß, so wird die Tourenzahl nicht erreicht, der Motor leistet entsprechend weniger; ist es zu klein, so geht der Motor durch, und seine Leistung nimmt ebenfalls wieder ab. Diese Forderung ist eine der wichtigsten und am schärfsten zu beachten. Während der Wirkungsgrad in der Nähe seines Maximums sich nur wenig ändert, so daß man da ziemlich viel Spielraum hat, ohne einen nennenswerten Verlust befürchten zu müssen, kommt es bei der Forderung, Schrauben- und Motordrehmoment bei einer gegebenen Tourenzahl zur Übereinstimmung zu bringen, auf viel schärfere Einhaltung an, da hierbei geringe Abweichungen schon verhältnismäßig große Verluste bringen. Ist z. B. das Schraubendrehmoment um 10% zu groß, so wird die Tourenzahl ca. 5% zu niedrig bleiben und dementsprechend auch die Leistung um ca. 5% zu klein sein. Man könnte versuchen, aus der Gleichung 10 das Drehmoment M zu berechnen. Bei der Unsicherheit in der Wahl der Koeffizienten ζ_W und ζ_A ist jedoch dieses Verfahren für den vorliegenden Zweck, bei dem es ja auf ziemlich hohe Genauigkeit ankommt, nicht ausreichend. Man muß hier schon auf die Ergebnisse des Experimentes zurückgreifen. Wenn es nicht angängig ist, die erforderlichen Abmessungen durch eigens vorgenommene Versuche festzustellen, so kann man die bereits bekannten Versuchsergebnisse verwerten. Man wählt von den untersuchten Schrauben solche aus, die der zu konstruierenden möglichst ähnlich sind, und berechnet sich einen das Drehmoment charakterisierenden Koeffizienten $k_m = \frac{M}{\varrho F_1 R_s \omega^2}$, wobei F_1 die abgewickelte (oder auch die projizierte) Schraubenfläche[1]) und ϱ die Luftdichte bedeutet. Mittels dieses so gefundenen

[1]) Unter projizierter Schraubenfläche versteht man die Fläche, die bei der Projektion der Flügelumrisse in Richtung der Schraubenachse entsteht. Denkt man sich alle Flügelquerschnitte so gedreht, daß sie in eine Ebene fallen, so bildet die so entstehende Figur die abgewickelte Fläche.

Koeffizienten kann man dann umgekehrt das für die neue Schraube mit gegebenem M, R und ω erforderliche F_1 berechnen. Ein entsprechendes Verfahren läßt sich natürlich auch für die Ermittelung aller anderen Schraubengrößen wie Schub, Wirkungsgrad ebenfalls anwenden, und wenn man gute Vorbilder hat, wie es bei Massenherstellung ja immer der Fall ist, so sind die auf diese Weise erhaltenen Werte natürlich viel genauer als die theoretisch ermittelten. Die im Vorausgehenden angestellten Überlegungen allgemeiner Art gewähren jedoch einen besseren Einblick in die Wirkungsweise der Schraube und zeigen den Weg, wo eventuell Verbesserungen zu erzielen sind, welche die Schraube für einen bestimmten Zweck geeigneter machen. Handelt es sich um gänzlich neuartige Schrauben, so wird man ja wohl zunächst eine Versuchsschraube anfertigen, wobei teils die aus den Gleichungen 9 und 10 ermittelten Werte, teils Schlüsse von anderen Schrauben als Grundlage für eine angenäherte Berechnung des Drehmomentes dienen können. Es ist dabei zweckmäßig, den Durchmesser lieber etwas zu groß als zu klein auszuführen, da man dann durch Beschneiden der Schrauben an den Flügelspitzen das Drehmoment verhältnismäßig stark herabdrücken kann, da es ungefähr proportional der 4. Potenz des Durchmessers ist.

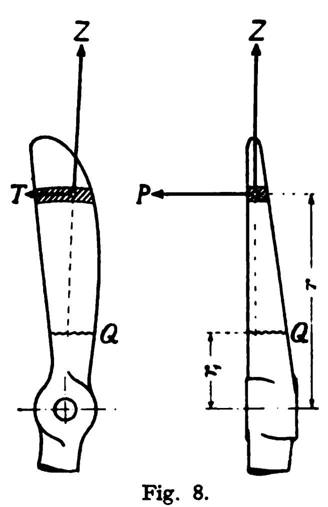


Fig. 8.

Bevor wir uns der Frage nach der Formgebung des Flügelblattes zuwenden, möge noch kurz auf die wichtigsten Festigkeits- und Elastizitätsprobleme der Luftschraube etwas eingegangen werden, da diese bei den außerordentlich hohen Beanspruchungen, welche die Schrauben auszuhalten haben, für die Formgebung sehr ins Gewicht fallen. Leider besitzen wir bis jetzt über die komplizierten Verhältnisse, die dabei auftreten, nur geringe Kenntnisse. Wir werden uns daher mit den allereinfachsten Überlegungen begnügen. Wir betrachten den Querschnitt Q (Fig. 8), der sich im Abstand r_1 von der Propellerachse befinden möge, und sehen zu, welche Kräfte ein Flügelelement im Abstand r von der Achse auf die Querschnittsfläche ausübt. Die Zentrifugalkraft Z bringt eine Zugspannung $\frac{Z}{Q}$ hervor (wenn Q die Fläche des Querschnittes sein möge); da sie jedoch im allgemeinen nicht durch den Schwerpunkt S der Fläche geht, sondern etwa durch den Punkt B (Fig. 9), so erzeugt sie auch ein Biegemoment $M_Z = Z \cdot \overline{SB}$. Die Luftkräfte, deren Komponenten wir mit P und T (in axialer und tangentialer Richtung wirkend) bezeichnen wollen, rufen die Momente $M_P = P\,(r - r_1)$ und $M_T = T\,(r - r_1)$ hervor (Fig. 9).

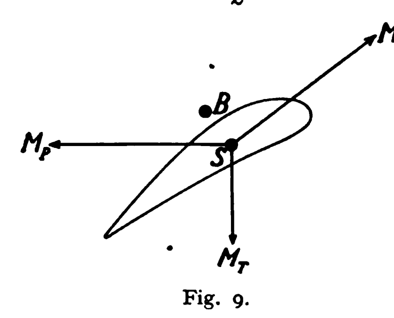


Fig. 9.

(Der größeren Deutlichkeit wegen ist in Fig. 8 die Zentrifugalkraft Z verhältnismäßig viel zu klein gezeichnet, sie ist der Größenordnung nach etwa zehnmal so groß als die Luftkräfte). Ähnliche Kräfte und Momente erhalten wir, wenn wir die Wirkung eines anderen Flügelelementes untersuchen. Durch Summation bzw. Integration der Einflüsse aller Elemente, die außerhalb des Querschnittes Q liegen, erhalten wir dann die Gesamtwirkung. Am günstigsten ist es, wenn sich die einzelnen Biegemomente in jedem Querschnitt gerade das Gleichgewicht halten, wie es ungefähr an dem in Fig. 9 gezeichneten Beispiel der Fall ist (die Größe der Momente ist durch die Länge und die Achse, um welche sie wirken, durch die Richtung der Pfeile bezeichnet); es tritt dann nur die von der Zentrifugalkraft Z herrührende Zugbeanspruchung auf. Um dies zu erreichen, muß man die Flügel etwas nach vorn neigen, weil dadurch das Moment der Zentrifugalkraft M_Z hinreichend groß wird, um den Luftkräften das Gleichgewicht zu halten. Wegen praktischer Schwierigkeiten bei der Herstellung geht man jedoch bei den üblichen Holzschrauben im allgemeinen an keiner Stelle wesentlich über die Vorderfläche der Nabe hinaus, so daß sich die Biegemomente nicht gänzlich vermeiden lassen. Die Zentrifugalkraft, wie meist auch das resultierende Biegemoment, wird um so größer, je mehr wir uns der Nabe nähern, da ja immer die außerhalb des jeweiligen Querschnittes Q gelegenen Elemente zur Wirkung kommen und dementsprechend bei den näher der Nabe gelegenen Querschnitten mehr Elemente zur Geltung kommen als bei den weiter außen gelegenen. Um die hohen Beanspruchungen aufzunehmen, müssen deshalb die inneren Querschnitte wesentlich stärker sein als die äußeren. Während für die Formgebung der letzteren fast ausschließlich der Luftwiderstand ausschlaggebend ist, kommen für die in der Nähe der Nabe liegenden, für die übrigens der Luftwiderstand wegen ihrer geringen Geschwindigkeit ohnehin keine besondere Rolle mehr spielt, im wesentlichen nur Festigkeitsrücksichten in Frage. Diese Querschnitte sind fast immer sehr dick und nähern sich in ihrer Form vielfach nahezu dem Kreise.

Außer den erwähnten Beanspruchungen treten auch noch Torsionsmomente auf. Die Zentrifugalkraft sucht die verwundenen Schraubenflächen mehr gerade zu drehen. Dies hat eine Vergrößerung der Steigung im Betrieb zur Folge. Bei nach rückwärts (entgegen dem Sinne der Drehbewegung) gebogenen Flügelspitzen (Integralform) übt die Schubkraft der äußeren Teile ein Torsionsmoment aus, das dem eben erwähnten entgegengesetzt ist und die Vergrößerung der Steigung vermindert oder aufhebt. Eine genaue theoretische Verfolgung dieser Fragen ist bei den äußerst verwickelten Verhältnissen kaum durchführbar. Aber auch experimentell liegen bis jetzt über diese Deformationen fast gar keine einigermaßen zuverlässigen Erfahrungen vor. Wegen dieser Unsicherheit wird man gut tun, in der Formgebung sich möglichst nicht allzu weit von bewährten Vorbildern zu entfernen.

Nachdem wir die wichtigsten theoretischen Grundlagen kennen gelernt haben, wollen wir uns der Frage zuwenden, wie in einem bestimmten Falle die Schraube zu gestalten ist. Es wird meist gegeben sein die Fahrgeschwindigkeit, die Umdrehungszahl des Motors und der zu verlangende Schub bzw. die Motorleistung[1]). Ist genügend Platz für die Schraube vorhanden, so wählen wir auf Grund des Diagrammes Fig. 7 einen Durchmesser, der bei der gegebenen Tourenzahl und Fahrgeschwindigkeit noch einen guten Wirkungsgrad verspricht. Da für den Gesamtwirkungsgrad noch der Einfluß von η_m hinzukommt, wodurch sich das Maximum nach Stellen mit größerem Durchmesser verschiebt, so wird man von vornherein sich nicht an das Maximum von ζ halten, sondern nur die wesentlich schlechten Werte von ζ vermeiden. Zeigt eine Nachrechnung bezüglich des maximalen theoretischen Wirkungsgrades, daß die spezifische Belastung reichlich hoch ist, so wird man den Durchmesser noch etwas größer wählen. Am zweckmäßigsten berechnet man sich den Gesamtwirkungsgrad $\eta = \zeta \cdot \eta_m$ für verschiedene Durchmesser und sieht zu, wo das Maximum liegt. Nun müssen wir uns über die Flügelbreite einen Anhalt verschaffen. Wie erwähnt, geschieht dies am sichersten auf Grund von Ergebnissen angenähert ähnlicher Schrauben; maßgebend ist dabei der Motor, dessen Tourenzahl und Drehmoment sehr genau eingehalten werden müssen. Es kann sein, daß sich zu schmale Flügel ergeben, was Schwierigkeit wegen Festigkeit und Deformation bereiten kann und auch die Flügelprofile verschlechtert, da die aus Herstellungsgründen erforderliche Dicke zu groß wird im Verhältnis zur Länge des Profils (Flügelbreite). Dann wird man meist den Durchmesser etwas kleiner wählen; ist er schon in Hinsicht auf andere Gesichtspunkte reichlich klein, so kann man auch

[1]) Ist nur Schub (bzw. Fahrwiderstand) und Geschwindigkeit gegeben, so läßt sich aus beiden zunächst die Nutzleistung und mittels eines geschätzten Wirkungsgrades angenähert die Motorleistung finden. Nun ist ein Motor zu wählen, der diese Leistung hergibt, und damit ist nun außer der Leistung auch die Tourenzahl festgelegt.



die Steigung etwas niedriger wählen, also die Profile etwas flacher gegen den auf sie auftreffenden Luftstrom stellen. dadurch wird jedoch die Gleitzahl $\varepsilon = \frac{\zeta_W}{\zeta_A}$ verschlechtert, Man muß nun abwägen, welche Änderung am wenigsten schadet, eventuell ist in jeder Hinsicht (Flügelbreite, Durchmesser, Steigung) etwas, aber nirgends viel, nachzugeben. Ist umgekehrt die nötige Flügelfläche ungewöhnlich groß, so kann man die entgegengesetzten Hilfsmittel anwenden, Vergrößerung des Durchmessers und der Steigung, außerdem ist hierbei noch die Möglichkeit vorhanden, durch Anwendung von vier Flügeln statt zwei, normale Flügelumrisse zu erzielen. Zu breite Flügel haben hauptsächlich den Nachteil, daß ε schlechter wird (entsprechend der gleichen Wirkung bei Tragflächen, wenn man das Verhältnis von Tiefe zu Länge einer Tragfläche vergrößert; doch macht sich dieser Einfluß, wie wir weiter oben bereits auseinandersetzten, bei dem Gütegrad ζ nicht in gleichem Maße geltend, da er zum großen Teil bereits durch den maximalen theoretischen Wirkungsgrad zum Ausdruck gebracht ist). Derselbe Nachteil tritt bei Vergrößerung der Steigung ein, und auch die Vermehrung der Flügelzahl hat wegen der gegenseitigen Beeinflussung der Flügel eine Verschlechterung von ε zur Folge, außerdem wird die Vierflügelschraube unbequemer, aber man ist manchmal auf dieses Auskunftsmittel angewiesen, da man sonst zu extrem breite Flügel erhalten würde. Das wirksamste Mittel, das Schraubendrehmoment zu beeinflussen, ist natürlich die Veränderung des Durchmessers, aber manchmal ist es eben nicht anwendbar, insbesondere wenn der Platz beschränkt ist oder wenn der Durchmesser ohnehin schon extrem groß oder klein ist, dann muß man zu den erwähnten anderen Hilfsmitteln seine Zuflucht nehmen.

Für die Gestalt des Flügelprofiles sind die beiden Gesichtspunkte maßgebend, daß einmal $\varepsilon = \frac{\zeta_W}{\zeta_A}$ möglichst niedrig sein soll, anderseits genügend Festigkeit vorhanden ist. Ein Profil, das der ersteren Bedingung genügt, wird etwa folgendermaßen zu beschreiben sein. Austrittskante so dünn, als es praktisch ausführbar ist (bei Holzpropellern etwa 3 bis 5 mm); Eintrittskante gut abgerundet, noch etwas schlanker als Kreisbogenrundung, etwa wie eine Ellipse vom Durchmesserverhältnis 1 : 2; dickste Stelle vor der Mitte; Dicke möglichst klein; Druckseite schwach hohl gewölbt; überall möglichst stetige Übergänge in der Krümmung. Fig. 9 stellt ungefähr ein solches Profil dar, es ist nur etwas reichlich dick, was aus Festigkeitsgründen bei den weiter innen liegenden Profilen erforderlich ist. Man braucht sich übrigens nicht allzu ängstlich an gute Vorbilder für Profile zu halten, wenn man einigermaßen die angegebenen Richtlinien einhält, so bekommt man fast stets einen guten Wert von ε. Die Rücksicht auf die Festigkeit nötigt uns, die Profile nach innen zu immer dicker werden zu lassen, wodurch natürlich das Güteverhältnis vermindert wird. Aber da in der Hauptsache die äußeren Partien der Schrauben den größten Teil der Arbeit umsetzen (vgl. Fig. 6), so spielt diese Verschlechterung der inneren Profile keine besondere Rolle.

Die Stellung der Profile soll so sein, daß der Winkel α zwischen der relativen Windrichtung w_t (Fig. 3) und der Profilsehne ein günstiger ist, bei normalen Profilen etwa 3°. Es ist vielleicht nützlich, darauf hinzuweisen, daß die Richtung des Luftstromes durch die in Fig. 3 dargestellte Beziehung nicht ganz korrekt ist, einmal ist die Geschwindigkeit w' nicht überall dieselbe, außerdem sind auch noch tangentiale Komponenten der Geschwindigkeit vorhanden. Es lohnt sich jedoch kaum, auf diese kleinen Abweichungen viel Wert zu legen, da sie meist nicht viel ausmachen, und es auf ganz genaue Einhaltung des Anstellwinkels auch nicht sehr ankommt. Zur angenäherten Ermittelung der Stellung des Profiles reicht die einfache Überlegung, die der Fig. 3 zugrunde liegt, vollständig aus.

Die Berechnung der Luftschrauben bietet im allgemeinen keine besonderen Schwierigkeiten, wenn die Aufgabe eindeutig gestellt ist, d. h. wenn die Form der Schraube für einen bestimmten Wert der Geschwindigkeit, Tourenzahl und Motorleistung ermittelt werden soll. Etwas mehr Überlegung ist schon erforderlich, wenn die Schraube unter verschiedenen Verhältnissen, also z. B. bei verschiedenen Fahrgeschwindigkeiten gut arbeiten soll. Man muß dann eben abwägen, durch welche Mittel man die Verhältnisse bei der einen Bedingung verbessern kann, ohne sie dadurch bei einer anderen wesentlich zu verschlechtern. Am meisten Schwierigkeiten machen jedoch die Deformationen der Schraube, da die als günstig ermittelte Form im Betrieb vorhanden sein muß, während in Ruhe, also bei der Herstellung, die Gestalt eine andere ist. Man ist hierbei vollständig auf die Erfahrung angewiesen. Aber auch diese läßt uns vielfach im Stich, da das zum Bau verwendete Holz nicht immer dieselben Elastizitätseigenschaften hat, so daß die Deformationen bald größer bald kleiner sind. Aus diesem Grunde ist es im allgemeinen zweckmäßig, durch geeignete Formgebung die Deformationen überhaupt möglichst klein zu halten.

Zusammenfassung.

Der Wirkungsgrad einer Schraube hängt einmal von dem Belastungsmaß $\varphi = \frac{P}{\varrho F w^2}$ ab, weiter aber auch von der Form der Flügel. Hier ist vor allem die Güte des Profiles maßgebend (ausgedrückt durch die Gleitzahl $\varepsilon = \frac{\zeta_W}{\zeta_A}$, das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb eines Flügelelementes), ferner die Größe des Durchmessers, und zwar kommt dabei das Verhältnis von Umfangsgeschwindigkeit zu Axialgeschwindigkeit $\frac{R\omega}{w'}$ in Betracht. Für die Formgebung der Schraube spielen außerdem noch die Festigkeitsfragen eine sehr wesentliche Rolle. Es wird ein kurzer Überblick gegeben, wie die Ermittelung der Schraubenform bei einer bestimmten Aufgabe im wesentlichen vor sich geht.

Die Modellversuchsanstalt des Massachusetts Institute of Technology.

Von Dipl.-Ing. **Max Munk**, Göttingen.

Im Juli 1914 ist vom Massachusetts Institute of Technology eine Modellversuchsanstalt für Luftschiffahrt in Betrieb genommen worden, worüber ihr Leiter, J. C. Hunsaker, in der Zeitschrift des Instituts einige bemerkenswerte Einzelheiten veröffentlicht hat[1]).

Danach hat man auch hier das Prinzip gewählt, die Kräfte an einem ruhenden Modell oder Versuchskörper zu messen, und die Eigenbewegung durch entsprechendes gleichmäßiges Vorbeiströmen der Luft zu ersetzen. Es wurden vor der Erbauung der neuen Anstalt alle schon bestehenden derartigen Anstalten einem Vergleiche unterzogen und schließlich diejenige des National Physical Laboratory in Teddington, England, zum Vorbild genommen; es sind jedoch gegenüber dieser einige Verbesserungen angebracht, die hauptsächlich auf eine Vergrößerung der Windgeschwindigkeit hinzielen. Das Modell befindet sich während des Versuchs in einem quadratischen rings geschlossenen Kanal von 1,2 m Höhe und 16 m Länge. An dem einen etwas trompetenartig erweiterten Entrittsende des Kanals tritt die Luft durch eine Beruhigungseinrichtung ein, die aus bienenwabenartig zusammengefügten dreizölligen Rohrstücken besteht. Sie fließt durch den Kanal hindurch, an dem Versuchskörper vorbei und gelangt schließlich am Ausgange des Kanals in einen Konus, in dem sich der Kanal auf den 2½ fachen Querschnitt erweitert. Hier wird der Luft die Bewegung durch eine Luftschraube erteilt; alsdann gelangt sie in einen großen, langgestreckten Kasten, in welchem sie sich erst einigermaßen beruhigt, bevor sie durch die durchlöcherten Seitenwände des Kastens wieder in den Beobachtungsraum zurückströmt. Die Abbildung Fig. 1 zeigt den Kanal von der Seite des Lufteintritts gesehen.

Die Sohle des Kanals befindet sich etwa 1,40 m über dem Fußboden des Beobachtungsraumes. Das zu untersuchende

---

[1]) Science Conspectus Vol. V 1915 Nr. 1, S. 17—23.

Modell ist an einem Rohr befestigt, das von unten durch den Boden des Kanals in den Luftstrom hineinragt (Fig. 2). Es ist besonderer Wert auf vollständigen Abschluß des Kanals — in dem ja Unterdruck herrscht — gegenüber dem Versuchsraum gelegt; ein mit dem Rohr verbundener glocken-

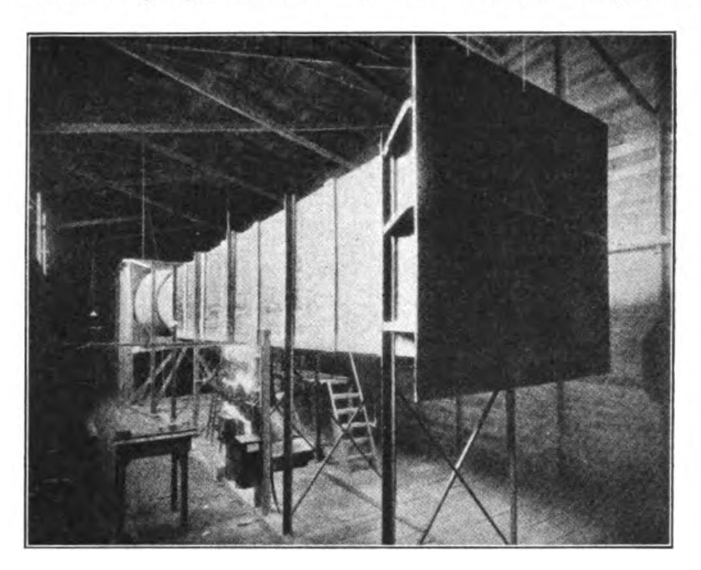


Fig. 1. **Kanal, von der Seite des Lufteintritts gesehen.**

förmiger Körper taucht an der Durchbruchsstelle der Sohle rings in Öl und schließt dadurch die Öffnung ab.

Die Wage zum Messen der Windkräfte (Fig. 3) — eine genaue Nachbildung der Wage von Teddington — befindet sich unterhalb des Kanals und ist schnell und bequem zu bedienen. Die Wage besteht aus einer an einer Seite offenen gußeisernen Laterne, von ihr aus erstrecken sich zwei zu einander rechtwinklige wagerechte Wagarme mit Laufgewichten, ferner nach unten eine hohle Säule, die nach der Öldämpfungsvorrichtung führt, und nach oben geht das den Versuchskörper tragende Rohr. Ein Arm eines gußeisernen Ständers ragt seitlich in die Laterne hinein und trägt auf einer Körnerspitze die ganze Wage so, daß sie nach allen Seiten frei schwingen kann. Ein zweiter Arm ragt in die untere Säule der Wage, von ihm geht innerhalb dieser Säule ein Torsionsdraht aus, der an seinem oberen Ende mit der Wage verbunden ist. Die Messung erfolgt nun so, daß die Wage zuerst so festgehalten wird, daß sie sich nicht um die senkrechte Achse drehen sondern nur nach beiden Seiten schwingen kann, und nachher so, daß sie sich nur um diese Achse drehen kann. Es werden im ersten Falle die Laufgewichte so lange verschoben, im zweiten Falle das untere Ende des Torsionsdrahtes mittels eines Zeigers auf dem festen unteren Arm der Säule so lange verdreht, bis in der Nullstellung das vor Anstellen des Windes bestandene Gleichgewicht wieder hergestellt ist. Auf diese Weise erhält man die drei räumlichen Komponenten des vom Winde auf den untersuchten Körper ausgeübten Momentes, bezogen auf die Körnerspitze. Um nun noch ein weiteres Bestimmungsstück der vom Winde ausgeübten Kraft zu erhalten, ruht das Modell außerhalb der Mittellinie des von der Wage ausgehenden Rohres auf einer wagerechten Schneide, wo es durch eine Feder festgehalten wird. Es ruht außerdem auf einer zweiten Schneide, die das Ende einer durch das Rohr gehenden Stange bildet. Es wird nun noch der auf die Stange ausgeübte Druck mittels einer besonderen Hebelwage gemessen, die am unteren Ende der Stange in der Laterne angreift, und dieser ermöglicht zusammen mit den aus den ersten Messungen bekannten Momenten die Berechnung der senkrechten Komponente der auf das Modell ausgeübten Kraft. Zur Ermöglichung einer Versuchsreihe sind die Teile der Wage so miteinander verbunden, daß das Modell mit der ganzen zuletzt beschriebenen Einrichtung zusammen um die senkrechte Wagenachse sowie das Modell

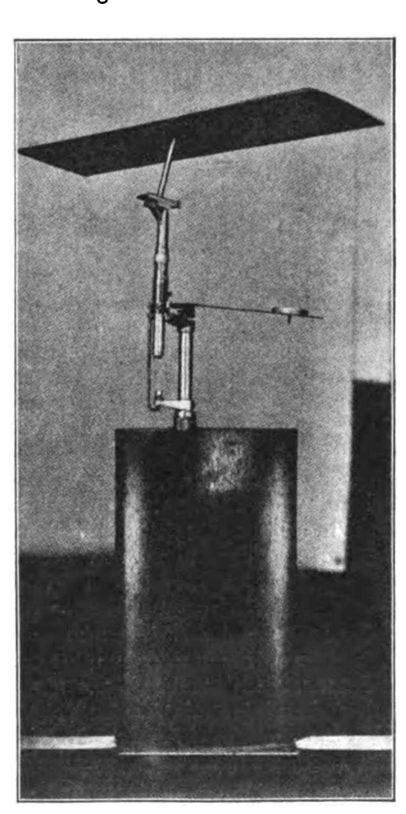


Fig. 2.
Tragflächenmodell in Versuchsstellung.

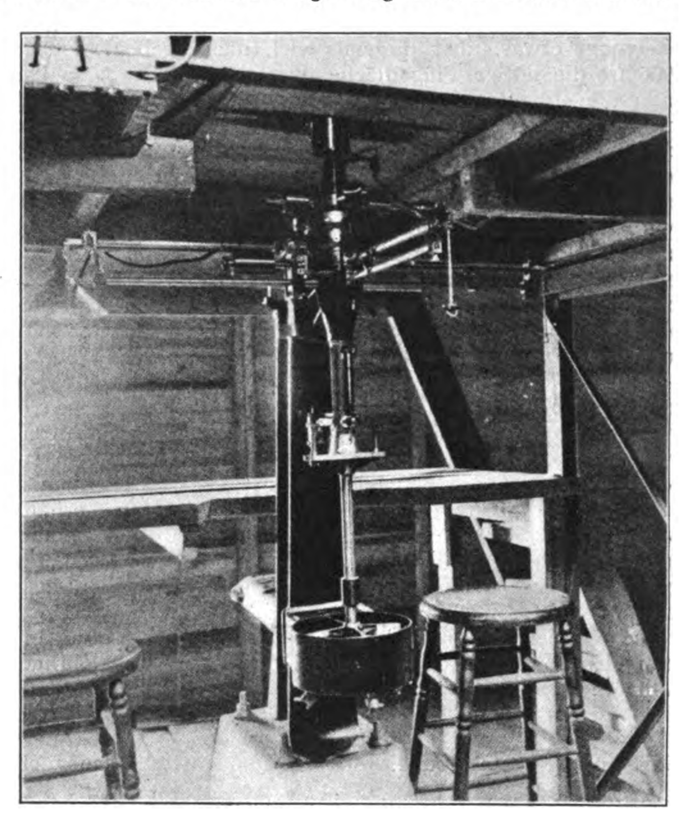


Fig. 3. **Aerodynamische Wage.**

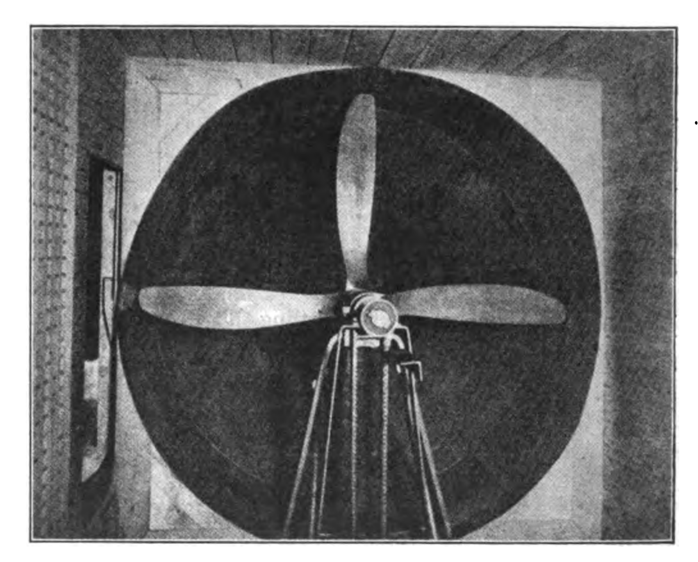


Fig. 4.
Luftschraube für die Winderzeugung.

allein um eine dicht unter ihm liegende wagerechte Achse um einen abzulesenden Winkel gedreht werden kann.

Zum Ansaugen der Luft hat eine vierflügelige Luftschraube vor dem Zentrifugalventilator und dem gewöhnlichen Schraubengebläse den Vorzug gefunden, weil sie den ruhigsten Luftstrom liefert. Um eine rotierende Bewegung der Luft hinter der Schraube möglichst zu verhindern, sind kurze breite Flügel von kleiner Steigung gewählt. Die Geschwindigkeit des Luftstromes kann beliebig zwischen 1,4 bis 18 m sekundlich eingestellt werden, sie wird mittels Staugerät gemessen.

Die Schraube wird mittels einer »geräuschlosen Kette« von einem 10 PS-Gleichstrommotor angetrieben, der mittels eines Leonardaggregats an das Wechselstromnetz angeschlossen ist. Der vom Netz entnommene Strom speist einen Asynchronmotor von nom. 15 PS, mit ihm direkt gekuppelt ist ein Hilfsgenerator von 12 PS, und dieser erzeugt den Gleichstrom von veränderlicher Spannung für den eigentlichen Antriebsmotor. Diese Anordnung ermöglicht auf bequeme Weise eine Regelung der Umdrehungszahl in weiter Grenze; sie hat außerdem aber noch den Vorteil, die Umdrehungszahl des Antriebmotors von der Schwankung der Netzspannung praktisch unabhängig zu machen. Denn die Umdrehungszahl des Asynchronmotors ist ja im wesentlichen nur von der Frequenz, und nur in ganz geringem Maße, nur insofern als die Schlüpfung, die ihrerseits nur einige Prozent der Umdrehungszahl ausmacht, sich ein wenig ändert, von der Netzspannung abhängig. Die Schwankung der Netzspannung wird infolgedessen auf die Umdrehungszahl des mit dem Asynchronmotor direkt gekuppelten Hilfsgenerators keinen Einfluß haben. Dieser führt somit dem Nebenstrommotor Strom von konstanter Spannung zu, und da bei einer bestimmten Einstellung der Leistungsverbrauch der Schraube konstant ist, ist auch ihre Umdrehungszahl konstant. (Fig. 4.)

Ausgeführte Messungen haben denn auch eine zufriedenstellende Gleichmäßigkeit des Luftstromes ergeben, innerhalb 1% ist die Geschwindigkeit der Luft in dem Bereiche, in dem gemessen werden soll, zeitlich und räumlich unveränderlich. Die Genauigkeit der Wage und des Staugerätes ist doppelt so groß, es lassen sich somit zufriedenstellende Ergebnisse erwarten, und es hat sich bei Wiederholung von Messungen, die in anderen Modellversuchsanstalten schon ausgeführt waren, eine gute Übereinstimmung der Resultate ergeben.

Die Errichtung einer neuen Versuchsanstalt für Luftschiffahrt ist ein Beweis für das Bedürfnis nach derartigen Versuchen; und indem sich eine neue Anstalt immer die Erfahrung der älteren zunutze macht, wird sie in immer höherem Maße befähigt sein, zu der Vervollkommnung der Luftfahrzeuge wirksam beizutragen.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. A. 26731. Bombenabwurfvorrichtung. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 19. 1. 15. E 17. 8. 15.

77h. L. 36486. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -Rändern bei Luftfahrzeugen. Jakob Lohner & Co., Wien. A 18. 4. 13. E 17. 8. 15.

77h. C. 24372. Wasserflugzeug mit seitlich vom Hauptschwimmer angeordneten Hilfsschwimmern. Glenn Hamond Curtiß, Hammondsport, New York. A 14. 8. 13. E 21. 8. 15.

77h. Sch. 47462. Benzinbehälter für Flugzeuge mit im Innern desselben in einem Ansatzstutzen eingebauter Benzinpumpe. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 29. 6. 14. E 21. 8. 15.

77h. C. 24784. Bootsrumpf für Wasserflugzeuge in Fischform mit Flachboden und flachen Seitenwänden. John Dale Cooper, Bridgeport, V. St. A. 31. 3. 14. V. St. Amerika. A 1. 4. 13. E 24. 8. 15.

77h. L. 42152. Aus Holz bestehender Propeller für Luftfahrzeuge mit einer elektrolytisch aufgebrachten Metallverkleidung der Flügelenden. Arthur Alexander Dashwood Lang, London. A 28. 5. 14. England 7. 10. 13. E. 28. 8. 15.

77h. L. 42855. Einrichtung zur Sicherung von Behältern gegen Schußverletzung. Luftschiffbau-Zeppelin, G. m. b. H., Zweiganstalt Potsdam, Wildpark-Potsdam. A 11. 1. 15. E 28. 8. 15.

77h. Sch. 47126. Traggerüst für Motor und Führer- und Begleitsitze von Flugzeugen. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 22. 5. 14. E 28. 8. 15.

77h. L. 35717. Lenkbares Luftschiff. Otto Lebach, Elberfeld, Viktoriastraße 91. A 24. 12. 12. E 1. 9. 15.

77h. S. 42772. Flächenausbildung für Luftfahrzeuge. Emil Sohn, Berlin-Johannisthal, Kaiser Wilhelmstr. 47. A 11. 7. 14. E 1. 9. 15.

77h. B. 73720. Wasserflugzeug. Frau Melli Beese-Boutard, Berlin-Johannisthal, Kaiser Wilhelmstr. 45. A 26. 8. 13. E 5. 9. 15.

77h. C. 25245. Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander angeordneten Stoffbahnen. Franz Clouth, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes. A 31. 7. 14. E 8. 9. 15.

77h. D. 31585. Strebenfußbeschlag, insbesondere für Doppeldeckerflugzeuge. Deutsche Aerogesellschaft A.-G., Berlin. A 18. 2. 15. E 8. 9. 15.

77h. F. 38176. Knotenpunkt-Verbindungsstück für Flugzeuggerüste. Flugmaschinen-Werke Gustav Otto, München. A 9. 2. 14. E 8. 9. 15.

77h. Sch. 46721. Flugzeug. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 6. 4. 14. E 8. 9. 15.

77h. Sch. 47313. Flugzeug. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 12. 6. 14. E 8. 9. 15.

77h. H. 65928. Schwimmer für Wasserflugzeuge mit Einrichtung zum Ölen der See. Otto Holtz, Dieuze i. Lothr. A 31. 3. 14. E 12. 9. 15.

77h. R. 36741. Doppeldecker. Werner Rittberger, Berlin, Kurfürstendamm 38. A 15. 11. 12. E 12. 9. 15.

77h. Sch. 45651. Befestigung für Tragdeckenholme mit hakenförmigem Ende. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 17. 12. 13 E 12. 9. 15.

77h. R. 39930. Durch Preßluft betriebene Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung der Präzession von Stabilisierungskreiseln. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. A 14. 2. 14. E 15. 9. 15.

Patenterteilungen.

77h. 285986. Drachenflieger mit flügelartig schwingenden Tragflächen. Richard Mentz, Schweidnitz. 22. 8. 11. M. 45450.

77h. 286176. Flugzeug, dessen Stabilisierungsmittel selbsttätig durch ein Druckmittel verstellt und durch dieses auch in ihrer Mittellage gehalten werden. Max Uecke, Berlin, Christburgerstr. 38. 12. 6. 12. U. 4849.

77h. 286217. Selbsttätiger Kreiselstabilisator für Flugzeuge. Edmund Sparmann, Wien. 3. 9. 10. S. 32200.

77h. 286218. Für Flugzeuge geeignete Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt. Paul Westphal, Berlin-Schöneberg, Hauptstraße 14/16. 21. 5. 12. W. 39791.

77h. 286238. Fahrgestell für Flugzeuge. Gothaer Waggonfabrik Akt.-Ges., Gotha. 14. 6. 13. G. 39309.

77h. 286239. Schwingenflugzeug mit einem oder mehreren Flügelpaaren, die mit der Schwingbewegung zugleich eine Verdrehung behufs Veränderung des Einfallwinkels erfahren. Heinrich Neubart, Berlin, Gitschinerstr. 107. 5. 6. 13. N. 14391.

77h. 286260. Ballonstoff. Aktiengesellschaft Metzeler & Co., München. 26. 1. 11. K. 46862.

77h. 286407. Strebenschuh für Flugzeuge. Gothaer Waggonfabrik A.-G., Gotha. 31. 3. 14. G. 41432.

77h. 286427. Nachgiebige Fallschirmbefestigung für Flugzeuge. Julian Henry Kendig, Pittsburg, Penns., V. St. A. 2. 10. 12. K. 52721.

77h. 286453. Schaltbrett für Bombenwurfeinrichtungen auf Flugzeugen. Hermann M. Fremery, Berlin-Johannisthal. 27. 2. 14. F. 38331.

77h. 286542. Raumfachwerk für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 263230. Wilhelm Lübbecke, Stuttgart, Olgastr. 103. 11. 11. 08. L. 27003.

77h. 286697. Antrieb für Flugzeuge, bei welchem der Propeller zugleich von zwei oder mehr Motoren angetrieben wird. Jacob Lohner & Co., Wien. 16. 10. 12. L. 35275.

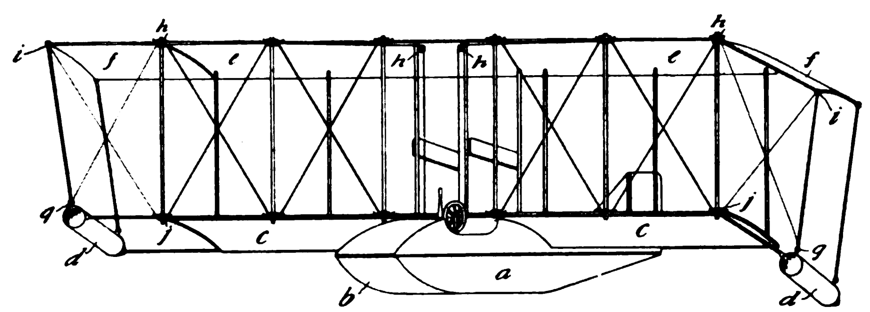
77h. 286735. Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 30. 5. 14. Sch. 47193.

Auszüge aus den Patentschriften.

280311. W a s s e r f l u g z e u g m i t h e r a b l a ß b a r e n s e i t l i c h e n H i l f s s c h w i m m e r n. Glenn Hammond Curtiss in Hammondsport, New York. Bei diesem Wasserflugzeug sind seitlich von dem Hauptschwimmer Hilfsschwimmer in der Höhenlage verstellbar angeordnet, in solcher Weise, daß sie vom Führersitz aus gesenkt und gehoben werden können. Durch die Anordnung derartiger verstellbarer Hilfsschwimmer läßt sich die Gefahr eines Kippens des Flugzeuges unter der Einwirkung von Seitenwinden vermindern.

Diese herablaßbaren seitlichen Hilfsschwimmer werden an den herabklappbar angeordneten seitlichen Tragflächenenden so be-

festigt, daß gleichzeitig mit der Hebung und Senkung der Hilfsschwimmer auch diese seitlichen Tragflächenenden gehoben und gesenkt werden. Wird der auf der einen Seite gelegene Hilfsschwimmer mit dem daran angelenkten beweglichen Tragflächenende gesenkt, so wird jeder auf dieses Tragflächenende einwirkende Seitenwind es nach unten, d. h. gegen das Wasser zu halten und zu drücken suchen, bzw. es wird dadurch der auf dieser Seite befindliche, bereits gesenkte Hilfsschwimmer gegen das Wasser gedrückt werden.



Zu Nr. 280311.

a bezeichnet den Hauptschwimmer, der beliebige Form und Konstruktion haben kann, vorzugsweise aber aus einem wasserdichten Boot besteht, welches am unteren vorderen Ende *b* nach oben gebogen ist. Das von diesem Schwimmer oder Boot getragene Flugzeug kann gleichfalls von beliebiger geeigneter Form und Konstruktion sein, besitzt aber zweckmäßig die Ausbildung eines gewöhnlichen Curtiss-Zweideckers. Bei diesem befindet sich die untere Tragfläche *c* unmittelbar über dem Boot oder Schwimmer *a*. An die seitlichen Enden der Tragfläche *c* sind die Hilfsschwimmer *d* angelenkt.

An beiden Seiten der oberen Tragfläche *e* sind Tragflächenenden oder -teile *f* angelenkt, und diese gelenkigen Tragflächenenden *f* sind mit den darunterliegenden Hilfsschwimmern *d* derart verbunden, daß sie sich stets zusammen bewegen müssen, und daß bei Senkung des Hilfsschwimmers auch der angelenkte Tragflächenteil nach abwärts geneigt wird.

280823. Flugzeug, dessen Tragflächenholme an je einer besonderen Achse schwingbar gelagert sind. Max Deuschle in Stuttgart. — Die Holme *a, a* jeder Tragflächenhälfte sind mittels dreiarmiger Hebel *b b*, deren Drehpunkte auf Achsen *c, c* liegen, mit diesen starr verbunden. Die vorderen Enden dieser Achsen sind in je einem Kugel- oder einem Kardangelenk *d* gelagert, die hinteren Enden *e* dagegen kardanisch oder mittels einfachen Zapfens an je einer der um die Punkte *f* drehbaren Scheiben *g*, die entweder als Zahnrad oder als zweiarmige oder einarmige Kurbel ausgebildet sein kann.

Zwischen und über den beiden Achsen *c* ist eine Welle *h* gelagert, einerseits zwischen den Gelenklagerstellen *d*, anderseits in einem Zahn- oder Kettenrad *k*, welches unmittelbar bzw. mittelbar mit den Zahnrädern *g, g* im Eingriff steht. Auf dieser Welle *h* sitzt ein Handrad *l* sowie zwei feste Rollen *m, m* und ein weiteres Zahnrad *n*, das mit einem an dem Antriebsmotor *o* befindlichen Zahnrad *p* durch Verschieben in Eingriff gebracht werden kann, so daß mittels des Handrades *l* und der Welle *h* der Motor vom Führersitz aus angeworfen werden kann.

Die Achsen *f* der Zahnräder *g* sind in einem Schild *q* gelagert, welches gleichzeitig zur Lagerung des mit einem Handrad *i* verbundenen Zahn-, Ketten- oder Kegelrades *k* dient.

In jedem der beiden Räder oder Scheiben *g, g* ist eine der beiden Achsen *c, c*, wie oben erwähnt, bei *e* gelagert, so daß die Achse bei einer Drehung der Scheibe *g* einen Kegelmantel beschreibt.

Diametral gegenüber den Lagerstellen *e, e* ist, gegebenenfalls auf einem besonderen Kurbelarm *r*, eine Rolle *s* gelagert.

Die Holme *a* der Tragflächen sind von den Punkten *u* und *v* der dreiarmigen Hebel *b* aus mittels Spanndrähte o. dgl. verspannt, die so eine vom Rumpf und dem Fahrgestell unabhängige Flügelversteifung bilden.

Von dem Punkte *u* der einen Seite führt ein Drahtseil über Rollen *w* und *x* nach der Rolle *s* und von ihr über Rollen *y* und *z* nach der auf der Achse *h* befestigten Treibrolle *m*, an welcher es festgemacht ist, um von da ab über die Rolle *z'* nach dem Punkt *v* des dreiarmigen Hebels zu gehen.

Die Verstellung der Tragflächen geht nun folgendermaßen vor sich:

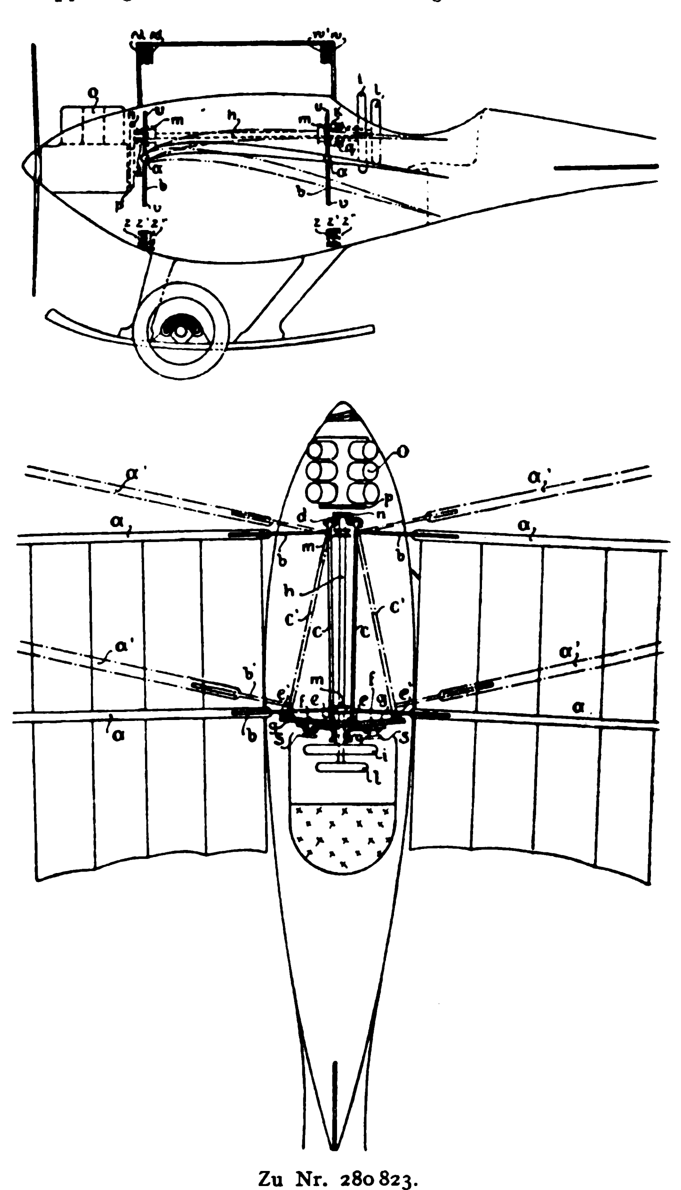
Durch Drehen des Handrades *i* werden vermittelst des an ihm angebrachten Zahnrades *k* die verzahnten Scheiben *g* gegenläufig angetrieben. Hierbei beschreibt der eine Endpunkt *e* der Achse *c* einen Kreis. Die Achse *c*, welche an ihrem anderen Endpunkte bei *d* gelagert ist, beschreibt somit einen Kegelmantel und gibt dabei den Tragflächen sowohl verschiedene Anstellwinkel als auch eine gleichzeitige Vor- oder Rückwärtsspreizung der Tragflächen. In Fig. 2 ist die der größten Vorwärtsspreizung entsprechende Stellung der Flügelholme strichpunktiert eingezeichnet und mit *a'* bezeichnet.

Wird das Handrad *l* gedreht, so werden die an den Punkten *u* und *v* der dreiarmigen Hebel *b* angreifenden Zugorgane nach der einen oder anderen Seite gezogen bzw. in sich verschoben, dadurch kommt ein Auf- oder Abwärtsstellen der Tragflächen zustande, somit ein Tiefer- oder Höherlegen des Schwerpunktes. Man ist also in der Lage, die Flügel, wie bekannt, mehr oder weniger V-förmig einzustellen, was besonders bei auftretenden Böen von großem Vorteil ist.

Stellt man kurz vor der Landung die Tragflächen wagerecht und vergrößert man den Neigungswinkel derselben aufs höchste, wobei der Punkt *e* die tiefste Lage einnimmt, so wird der Auslauf des Flugzeuges wirksam abgebremst und der beim Aufsetzen auf den Boden verursachte Stoß wesentlich abgeschwächt.

Wird das Flugzeug in der Luft von einem seitlichen Windstoß erfaßt, so daß die eine Tragfläche entweder hinauf- oder herabgedrückt wird, so macht sich der Windstoß sofort durch eine Drehung des Handrades *l* bemerkbar, wodurch der Flieger die drohende Gefahr fühlt und sofort entsprechende Maßregeln ergreifen kann.

Infolge der konzentrischen Lage der Handräder *i* und *l* lassen sich diese sowohl einzeln als auch gleichzeitig, beispielsweise durch Verkuppelung miteinander, von Hand bewegen. Die oben erläuterte

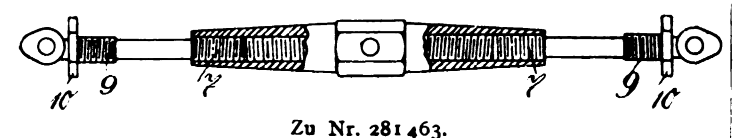


Zu Nr. 280823.

Möglichkeit der Kuppelung des Handrades *l* bzw. der Welle *h* mittels des Zahnrades *n* mit dem Motor gestattet außerdem nicht nur ein Anwerfen des Motors, sondern auch unter Zuhilfenahme entsprechender Kuppelungen eine ständige Bewegung der Tragfläche bzw. Flügel vom Motor aus in einer dem Schwingenflug entsprechenden Weise.

281463. Spannschloß für Luftfahrzeuge. Franz Sauerbier in Berlin.

Die Schraubenbolzen sind am inneren Ende mit einem längeren Gewindeteil 7 und am äußeren Ende mit einem kurzen Gewindeteil 9 versehen. Zwischen diesen beiden Gewindeteilen 7 und 9 ist der Bolzen glatt abgedreht.

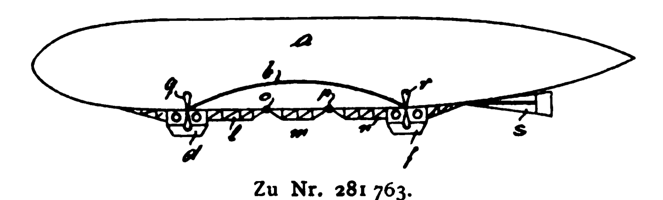


Zu Nr. 281463.

Der längere Gewindeteil 7 paßt streng in das Muttergewinde, während die kurzen Gewindeteile 9 ein wenig schwächer gehalten sind. Eine auf dem äußeren kurzen Gewindeteil 9 aufgeschraubte Gegenmutter 10 verhindert das Eindringen von Staub und Feuchtigkeit und das Entweichen des Schmiermittels, das in den Zwischenraum des vorderen und hinteren Gewindeteiles eingeführt wird.

281763. Pralluftschiff mit Versteifungsträger und Bogengurtaufhängung. Nikolaus Basenach in Charlottenburg.

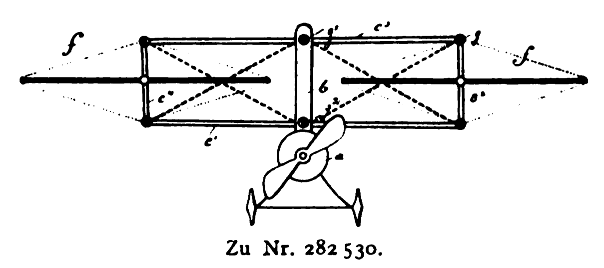
Um zu vermeiden, daß die allein vom Gaskörper aufgenommenen horizontalen Teilkräfte, die durch die Last in den Gurten auftreten, die Bildung starker Falten und das ev. Einknicken der Ballonachse bewirken, wird eine der knickenden Kraft entgegengesetzt wirkende Abstützung der Gondeln untereinander vorgesehen. Bei dieser Anordnung werden die wagerechten Teilkräfte der Gurtzüge *g* lediglich durch den Versteifungsträger *l m n* aufgenommen und der Gaskörper *a* entsprechend entlastet. Der Versteifungsträger *l* ist nur auf Knickung beansprucht und kann deshalb wesentlich leichter konstruiert werden, als wenn er auf Biegung beansprucht wäre. Gleichzeitig kann er auch als Verbindungsgang zwischen den beiden Gondeln dienen.



Zu Nr. 281763.

Mit Rücksicht auf die bei scharfen Landungen auftretenden Biegungsbeanspruchungen des Trägers ist derselbe aus mehreren gelenkartig miteinander verbundenen Stücken *l*, *m* und *n* zusammengesetzt. Zu dieser Unterteilung des Versteifungsträgers sind die beiden Gelenke *o* und *p* vorgesehen. Die Gondeln *d* und *f* sind in den Trägerstücken *l* und *n* untergebracht, ebenso die Schraubenpaare *q* und *r*. Der mit Horizontal- und Vertikalsteuer versehene Schwanzträger *s* ist an das hinterste Trägerstück *n* ebenfalls gelenkartig angefügt. Das Versteifungsgerüst und die Gondeln sind sehr nahe an den Gaskörper herangezogen und bilden, mit Stoff bespannt, mit jenem einen vollständig einheitlichen Körper.

282530. Flugzeug mit parallel zu sich selbst beweglichen Tragflächen. Leo Hueber in Mülhausen i. Els. — An dem Flugzeugkörper *a* sitzt senkrecht eine Stütze *b*, an der die Seiten c^1 und c^2 eines Gelenkparallelogramms in der Mitte schwingbar an den Zapfen g^1, g^2 befestigt sind. An den anderen Seiten c^3 und c^4 sitzen die Tragflächen, die durch Spanndrähte *f* mit den Ecken *g* des Gelenkparallelogramms fest verspannt sind.



Zu Nr. 282530.

Außerdem gehen von den Ecken Federn *e* nach den Bolzen g^1 und g^2, die das Parallelogramm in seiner Mittellage zu halten suchen. Sobald nun ein Windstoß die eine Tragflächenhälfte trifft, gibt diese Seite nach, behält hierbei aber, wie es auch durch andere Konstruktionen bereits erreicht ist, ihre Tragfähigkeit, da sie sich nur parallel zu sich selbst bewegen kann, kehrt jedoch infolge der Federn schnell wieder in ihre Mittellage zurück.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Letzte Gedanken von Henri Poincaré. Mit einem Geleitwort von Wilhelm Ostwald. Übersetzt von Dr. Karl Lichtenecker, Prof. an der Staatsgewerbeschule in Reichenberg i. B. Verlag: Akademische Verlagsgesellschaft m. b. H. Leipzig 1913.

Es ist dies das letzte Werk des leider für die Wissenschaft zu früh verstorbenen Poincaré. Im ersten Teil des Werkes behandelt Poincaré die Frage der Veränderlichkeit der Naturgesetze und kommt zu dem Schlusse, daß die Zeit, während der wir beobachten, um die Richtigkeit der von uns aufgestellten Gesetze zu prüfen, viel zu kurz ist im Verhältnis zur zeitlichen Ewigkeit; wir können gewissermaßen nur ein sehr kurzes Stück der Kurve feststellen, um die ganze Bahn abzuleiten, so daß es nicht unwahrscheinlich ist, daß in Wirklichkeit der ganze Verlauf ein anderer ist, als wir zurzeit annehmen. Unsere Naturgesetze sind demnach veränderlich, sie können später einmal anders lauten als jetzt, wie sie teilweise früher schon anders gelautet haben.

Die weiteren Kapitel lauten: Raum und Zeit, Warum der Raum dreidimensional ist, Die Logik des Unendlichen, Die Mathematik und die Logik, Die Quanten-Hypothese, Materie und Weltäther, Moral und Wissenschaft, Die Sittlichkeit als Gemeingut.

Einige dieser Kapitel, wie die Logik des Unendlichen, Mathematik und Logik, sind nur dem Mathematiker ganz begreiflich. Jeder Leser aber versteht die letzten Kapitel und wird ihrem Inhalt beipflichten. Die Kapitel sind »Moral und Wissenschaft« und die »Sittlichkeit als Gemeingut«. Dieses letzte Kapitel hat Poincaré ganz kurz vor seinem Tode geschrieben. (Nach einem Vortrag.) Darin verherrlicht er eine, die ganze Welt umspannende Sittlichkeit und mahnt zum gemeinsamen Kampfe gegen die, die Menschheit bedrohenden Gefahren. Im Kapitel »Moral und Wissenschaft« kommt Poincaré zu dem Schluß, daß es eine besondere wissenschaftliche Moral nicht geben kann, die Wissenschaft kann und soll aber die Moral unterstützen, nie kann die Wissenschaft die Moral gefährden. Hätten die Landsleute des verdienten, zu früh verstorbenen Verfassers sich die Anschauungen desselben zu eigen gemacht, sie hätten sich nie aus dem Rachegefühl der Revancheidee Rußland und England in die Arme geworfen und diesen allgemeinen Weltkrieg entfacht.

A. V.

Technik des Kriegswesens. 12. Band des IV. Teils »die technischen Kulturgebiete« von dem Gesamtwerk: »die Kultur der Gegenwart, ihre Entwicklung und ihre Ziele«. Herausgegeben von Paul Hinneberg, Bandredakteur M. Schwarte.

Dieses bedeutende Werk erscheint zur rechten Zeit, da natürlich jetzt im Kriege das Interesse aller Gebildeten für die Kriegstechnik wachgerufen wurde. Wie aus dem nachstehenden Inhaltsverzeichnis hervorgeht, sind fast alle Gebiete der Kriegstechnik behandelt. Aber das Gebiet, das die Leser dieser Zeitschrift besonders interessiert, ist leider nicht besprochen, die Technik des Luftkrieges.

Nur im Kapitel Kriegführung sind in der Abhandlung über Aufklärung und Erkundung, die Flugzeuge und Luftschiffe als Mittel kurz besprochen. Im letzten Kapitel: »Einfluß des Kriegswesens auf die Gesamtkultur« findet sich auch ein Hinweis auf Luftfahrzeuge und bei Aufzählung der technischen Kampfmittel im Kapitel: »Kriegsvorbereitung« sind auch die Luftschifferabteilungen angeführt.

Der Herausgeber hat augenscheinlich die Bedeutung der Luftfahrzeuge für den modernen Krieg unterschätzt, sonst hätte er diesen ebenso wie z. B. den Seeschiffen in dem Kapitel: »Technik des Seekrieges und Seekriegsführung« ein besonderes Kapitel widmen müssen. Es ist wohl sicher anzunehmen, daß der Verfasser die nächste Auflage dieses sonst so vorzüglich durchgearbeiteten Werkes durch ein Kapitel: »Technik des Luftkrieges« oder »Bedeutung der Luftfahrzeuge für den Land- und Seekrieg« erweitert. In den Kapiteln über den Seekrieg kommen die Unterseeboote etwas zu kurz. — Inhaltsverzeichnis:

I. Kriegsvorbereitung, Kriegsführung. Von Max Schwarte. Aus diesem Kapitel kann man sehr viel lernen, namentlich über die Gliederung eines modernen Heeres. Die Wehrpflichten aller bedeutenden Staaten werden im ersten Teil besprochen. Die Heeresorganisation, Unterbringung, Verpflegung, Bekleidung, Bewaffnung und Verwaltung der Truppen, Militärische Erziehung und Ausbildung, Die Mobilmachung.

Wenn man dieses Kapitel gelesen hat, begreift man erst die Riesenleistung der Mobilmachung unseres Millionenheeres. Im zweiten Teil dieses Kapitels wird der Zweck des Krieges geschildert im wesentlichen als eine Erscheinung des menschlichen Verkehrs in gewalttätigster Form. Der Feldkrieg und der Festungskrieg werden eingehend besprochen. Hier ist der Stellungskampf und der Schützengraben, der in diesem Krieg eine so große Bedeutung hat, etwas zu kurz behandelt.

II. Die Waffentechnik in ihren Beziehungen zur Chemie. Von Otto Poppenberg. Dieses Kapitel gibt nach einer allgemeinen Betrachtung über das Wesen der Explosivstoffe, eine Beschreibung der heute angewandten Treibmittel, Sprengstoffe und Zünder.

III. Die Waffentechnik in ihren Beziehungen zur Metallurgie und zur Konstruktionstechnik. Von W. Schwinning. Der Verfasser schildert im ersten Teil den Einfluß der Metallurgie auf die Entwicklung der Waffen. Der zweite Teil bringt eine Beschreibung der modernen Waffen, wie Geschütze und Geschosse, Gewehre und Maschinengewehre an Hand von Zeichnungen. Dieses Kapitel könnte auch durch Zeichnungen der Maschinengewehre, Selbstladepistolen, Ballonabwehrkanonen und Waffen der Luftfahrzeuge ergänzt werden.

IV. Die Waffentechnik in ihren Beziehungen zur Optik. Von v. Eberhard. In diesem Kapitel ist eingehend die Bedeutung der Optik und optischen Apparate für den Krieg geschildert. Die optischen Signaleinrichtungen und die Sehrohre für Unterseeboote sollten noch aufgenommen werden. Gerade die Sehrohre der Unterseeboote sind optische Kunstwerke. Auch einige Zeichnungen der wichtigsten optischen Instrumente, wie Zielfernrohr, Panoramafernrohr, Entfernungsmesser, Sehrohr sollten nicht fehlen.

V. Die Waffentechnik in ihren Beziehungen zur Physik und Mathematik. Von K. Becker. Der Verfasser bespricht im ersten Teil »Innere Ballistik« die Vorgänge beim Schuß, den Gasdruck, Druckverlauf, Temperaturverlauf, Verbrennungsdauer etc. Im zweiten Teil »Äußere Ballistik« die experimentelle Ermittelung der ballistischen Elemente, die Flugbahn der Geschosse, Einfluß des Luftwiderstandes, die Geschoßabweichungen, das Geschoß als Kreisel, die Geschoßwirkung, Deformation der Geschosse, Explosionserscheinungen etc. Die Beschreibung der Instrumente zur Ermittelung der ballistischen Elemente sollte durch Zeichnungen ergänzt werden. Eine gute Schnittzeichnung sagt dem Techniker weit mehr als eine gute Beschreibung. Bei der sonst so vorzüglichen Ausstattung (gutes Papier und guter Druck, solider Einband) hätte der Verlag wohl auch nicht die Ausgaben für die Klischees gescheut.

VI. Technik des Befestigungswesens. Von J. Schroeter. Der Verfasser gibt im ersten Teil eine geschichtliche Entwicklung des Befestigungswesens von den Uranfängen (Höhlenwohnung) bis zu den modernen Festungen. Die Abhängigkeit des Festungsbaues von der Waffen- und Sprengtechnik wird eingehend besprochen. Im dritten Teil dieses Kapitels »Der heutige Stand des Befestigungswesens« werden an Hand von Zeichnungen namentlich die modernen Forts und Panzertürme beschrieben, ebenso auch die Feldbefestigungen und Behelfsbefestigungen. Der Teil »Die angewandte Landesbefestigung« könnte durch die Zeichnung einer modernen Festung als Beispiel ergänzt werden. Zum Schluß werden die Kosten der Festungen besprochen.

VII. Technik des Seekriegswesens. Dieses Kapitel ist das umfangreichste und ist von zwei Fachleuten bearbeitet. A. Die materielle Vorbereitung für den Seekrieg. Von O. Kretschmer. In diesem Kapitel werden die verschiedenen Typen der Kriegsschiffe besprochen, ferner die Art und Weise des Baues, die Dock- und Werftanlagen, Schiffsmaschinen, Hilfsmaschinen und Apparate. Auch hier würden Zeichnungen eine wertvolle Bereicherung dieser vorzüglichen Beschreibung sein. Die Armierung und Panzerung der Kriegsschiffe, Koffer- und Korkdämme, Torpedoschutznetze und andere Schutzeinrichtungen werden besprochen. Torpedos, Minen und die verschiedenen Spezialschiffe, als Torpedoboote, Minenschiffe, Unterseeboote (etwas zu kurz im Verhältnis zur Bedeutung dieser Waffe) etc. Schließlich wird auch die Verwendung der Handelsschiffe im Kriege beschrieben.

B. Flottenpersonal und Seekriegsführung. Von L. Glatzel. Dieser Teil behandelt die Vorbereitung des Personals, Ausbildung, Ergänzung etc. für den Dienst auf Kriegsschiffen. Die Mobilmachung, die Flottenstützpunkte, Ergänzung des Kohlenbedarfs etc. Der Kriegsblockadedienst, der Handelskrieg, der Minenkrieg, Kabelkrieg und das Seegefecht werden geschildert. Auch für dieses Kapitel (Teil A) würden Zeichnungen eine wertvolle Ergänzung sein.

VIII. Der Einfluß des Kriegswesens auf die Gesamtkultur. Von A. Kersting. Dieses Kapitel zeigt, wie bedeutend der Einfluß des Kriegswesens auf allen Gebieten der Kultur ist, namentlich der Erziehung, des Verkehrs, der Industrie. In einem Staat mit allgemeiner Wehrpflicht, wie Deutschland, ist dieser Einfluß besonders groß. Zum Schluß untersucht der Verfasser die Beziehungen von Krieg und Religion und will beweisen, daß die verschiedenen Religionen nicht durch die Macht des Glaubens, nicht durch ihre eigene werbende Kraft, sondern durch die Gewalt der Waffen ihre Ausbreitung gefunden haben. Die Entscheidung, welche Religion die herrschende sein soll, ist auf den Schlachtfeldern gefallen. Als Beispiele werden die Kalifen, die regierenden Häuser in Spanien, Frankreich, Bayern und Österreich, Cromwell etc. angeführt. Das ist wohl richtig bis etwa zur Zeit Friedrichs des Großen, heute aber ist wohl der Einfluß der Religion für den Krieg und umgekehrt ein geringer, abgesehen vielleicht von Kolonialkriegen. Heute werden Kriege vorzugsweise aus ökonomischen Interessen geführt.

Das hier so eingehend, gemäß seiner Bedeutung, besprochene Werk ist das beste, das der Herausgeber dieser Zeitschrift über diesen Gegenstand kennt. Es sollte in keiner besseren Hausbibliothek fehlen. Für die nächste Ausgabe ist zu empfehlen die Aufnahme eines Kapitels über den Luftkrieg, die Ergänzung der Seekriegsführung durch die Unterseeboote und eine reichlichere Ausstattung mit Zeichnungen. Die Umfangsvermehrung dürfte dann die Teilung in zwei Bände bedingen. A. V.

Krieg dem deutschen Handel. Neue Folge. Die englischen Maßnahmen und Vorschläge zur Verdrängung von Deutschlands und Österreichs Handel und Industrie. Aus dem Englischen übersetzt von Reinhold Anton. Herausgegeben und mit einer Einführung versehen von Anton Kirchrath. Verlag: Otto Gustav Zehrfeld, Leipzig. Quart. 100 Seiten. Preis 1 M.

Über den Dieselmotor, seine Erprobung und seine Treibmittel. Von Max Barth, Ingenieur in Kiel. Verlag: Lipsius & Tischer, Kiel. Gr. 8°. 32 Seiten. 11 Textabbildungen. Preis 1 M.

Der Segel-(Schwebe-)flug der Vögel und seine mechanische Nachahmung. Von Dr. Raimund Nimführ, Wien. (Sonderabdruck aus dem »Flugsport«, illustrierte technische Zeitschrift und Anzeiger für das gesamte »Flugwesen«, Frankfurt a. M. 1915, Nr. 11.)

Lehrbuch der praktischen Physik. Von Friedrich Kohlrausch. Verlag von B. G. Teubner, Leipzig und Berlin. Dieses rühmlichst bekannte Werk erscheint bereits in 12. Auflage, und zwar von Warburg bearbeitet, nachdem Kohlrausch 1912 gestorben ist. Ahnungsvoll nahm er bereits im Vorwort der 11. Auflage, der letzten, die er an dem von ihm gegründeten Werk bearbeitete, Abschied von seinen Lesern. Die Darstellung in der 12. Auflage ist die gleiche mustergültige, die mit wenig Worten gut erklärt. Das Buch entspricht dem heutigen Stande der physikalischen Wissenschaft, dementsprechend ist es gegenüber der 11. Auflage vielfach erweitert, so namentlich die Kapitel: »Licht und Wärmestrahlung« und »elektrischer Strom«. Die Radioaktivität, die elektrischen Wellen, drahtlose Telegraphie und die Lehre vom Wechselstrom sind gegen früher wesentlich ausführlicher behandelt. Eingehend ist wieder, wie in den älteren Auflagen, die Messung und Wägung besprochen. Das Kapitel 8 »Technisches« ist für praktische physikalische Übungen sehr wichtig. Durch das reiche Tabellenmaterial ist das Werk ein vorzügliches Handbuch. Als einziger Mangel wäre zu erwähnen, daß die Abbildungen teilweise zu stark verkleinert sind (wohl um Raum zu sparen), so daß die Deutlichkeit derselben manchmal leidet. Ausstattung, Papier und Druck sind sonst sehr gut.

Auch unter Prof. Warburg wird das »Lehrbuch der praktischen Physik« seinen Platz als eines der besten Bücher auf diesem Gebiet behalten. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

Auszeichnungen und Beförderungen:

Unser verehrtes Mitglied, Geh. Regierungsrat Professor Dr. Walter Nernst, Leiter des physikalisch-chemischen Instituts der Universität Berlin, ist für hervorragende wissenschaftliche Verdienste um den Krieg mit dem Eisernen Kreuz 1. Klasse ausgezeichnet worden, nachdem er bereits als Mitglied des K. F. A. C. das Eiserne Kreuz 2. Klasse erhalten hatte.

Unser Mitglied, cand. math. Oskar Brodowski, Göttingen, der als Kriegsfreiwilliger bei Ausbruch des Krieges in das Gren.-Reg. 5 eintrat und als solcher das Eiserne Kreuz erwarb, ist im gleichen Regiment zum Leutnant d. R. befördert worden.

Der Geschäftsführer: Bejeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. L. PRANDTL
Professor an der Universität Göttingen

und

Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Ing. PAUL BEJEUHR
BERLIN

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Gh.Hofr.Dr.S.FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG—BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG

F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN — 's-GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 28. August 1915. | Heft 15 u. 16.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. — 28. August 1915. — Heft 15 und 16.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Über Windverhältnisse hinter Luftschiffhallen mit kreisrunder und rechteckiger Grundrißfläche.

Von Prof. **W. Schlink** in Braunschweig[1]).

Durch Versuche im Göttinger Windkanal, die Herr Wieselsberger[2]) ausführte, ist festgestellt worden, daß eine und dieselbe Kugel in wirbeliger (turbulenter) Strömung wesentlich kleineren Widerstand darbietet wie in wirbelfreier (laminarer) Luft unter sonst gleichen Verhältnissen. Erscheinungen, die in turbulentem Luftstrome auftreten, können anderseits auch beobachtet werden, wenn man in wirbelfreier Luft die Bildung von Wirbeln an der Oberfläche des Körpers selbst veranlaßt, etwa durch große Rauhigkeit der Oberfläche oder am Körper angesetzte Hindernisse oder Störungsflächen.

Ferner ergab sich gelegentlich dieser Versuche[3]), daß in laminarer oder nicht zu starker turbulenter Strömung der Beiwert ψ der Widerstandsformel $P = \psi \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2$ wesentlich von der Geschwindigkeit v des Luftstromes abhängt, daß für den Versuchskörper bei einer gewissen Geschwindigkeit der Wert ψ schnell heruntergeht und bei weiterer Erhöhung der Geschwindigkeit fast konstant bleibt, so daß alsdann P proportional mit v^2 wächst. Nach Überschreitung der Grenzgeschwindigkeit verhält sich der wirbelfreie Luftstrom in seiner Einwirkung auf die Kugel wie ein turbulenter Strom. Eine einleuchtende Erklärung hierfür hat Prandtl[1]) gegeben. In wirbeliger Strömung ist der schnelle Übergang des Wertes ψ bei einer gewissen Geschwindigkeit nur vorhanden, wenn die Wirbelung nicht zu stark ist, sonst bleibt ψ überhaupt nahezu konstant. Es ist hiernach wohl anzunehmen, daß in wirbeliger Luft das Strömungsbild für einen bestimmten Körper bei verschiedenen Geschwindigkeiten angenähert das gleiche sein wird.

Aus diesen Versuchen und ihren Folgerungen ist zu schließen, daß für einen Körper mit geeignet angesetzten störenden Teilen der Koeffizient ψ wesentlich weniger von der Geschwindigkeit abhängt, bei nicht so kleiner Geschwindigkeit sogar nahezu konstant bleiben wird. —

Wie sehr die Strömungserscheinungen an einem Körper durch angesetzte Teile beeinflußt werden, zeigen in hohem Maße Versuche, die angestellt wurden, um die Windverhältnisse hinter Luftschiffhallen zu erkennen und die mancherlei Interessantes darboten. Die Versuche wurden veranlaßt durch ein Gutachten, das vom Verfasser über eine runde Luftschiffhalle (System Thofehrn) zu erstatten war. Diese bezüglich ihres statischen Verhaltens und ihrer aerodynamischen Wirkung zu untersuchende Halle ist in geschlossenem Zustande dargestellt durch einen Zylinder von etwa 30 m Höhe und 175 bis 200 m Durchmesser, über dem sich ein zweckmäßig ausgebildetes Dach aufbaut. Dieses ruht auf 12 bis 16 Pfeilern, deren Mittelachsen im Zylindermantel angeordnet sind. Zwischen den Pfeilern liegen die Tore, die im Mantel selbst verschoben werden können, so daß zwischen zwei Pfeilern eine

[1]) Die Abhandluug ist auch in der Elster-Geitel-Festschrift, Verlag Friedrich Vieweg & Sohn in Braunschweig, veröffentlicht worden.

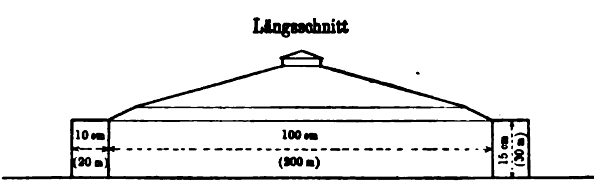
[2]) Mitteilungen a. d. Göttinger Versuchsanstalt. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiffahrt 1914, S. 140.

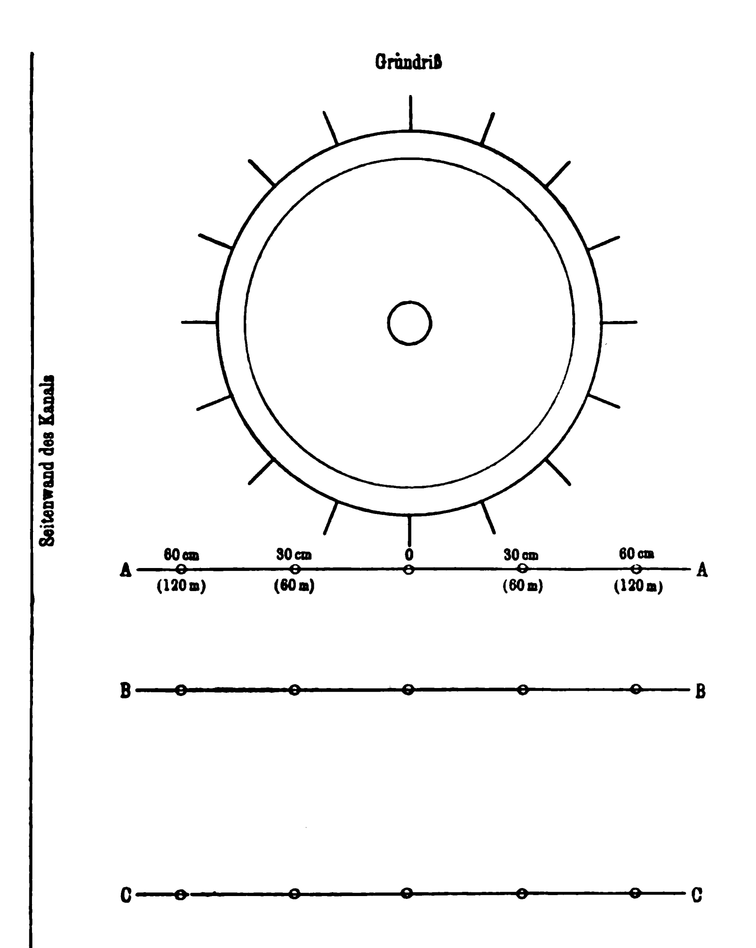
[3]) Vgl. auch G. Eiffel, Sur la résistance des sphères dans l'air en mouvement. Compt. rend. 1912.

[1]) L. Prandtl, Der Luftwiderstand von Kugeln. Nachr. d. Königl. Ges. d. Wissensch. zu Göttingen, math.-phys. Kl. 1914.

freie Einfahrtsfläche von 30 m Breite oder noch mehr entsteht. Damit das ein- und ausfahrende Luftschiff möglichst viel Bewegungsfreiheit hat, wird im Innern der Halle keine Stütze angeordnet, sondern die Dachkonstruktion als freier Kuppelbau ausgebildet. Da die Tore um den ganzen Zylindermantel angeordnet sind, erhöht sich naturgemäß die Sicherheit beim Ein- und Ausfahren, indem stets dasjenige Tor geöffnet wird, das bei der herrschenden Windrichtung als das geeignetste erscheint, also das in der Mitte der jeweiligen Rückseite gelegene. Daß die Bewegungsfreiheit für das ein- und ausfahrende Luftschiff bei einer solchen Halle wesentlich größer ist wie bei einer rechteckigen Halle, ist einleuchtend.

Abb. 1. Großes Rundhallenmodell im Windkanal.





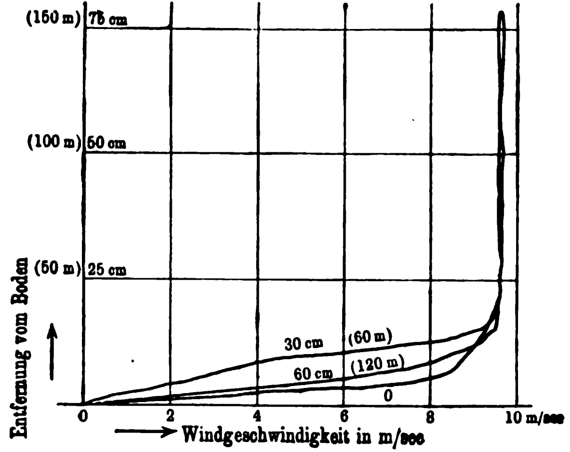
Meßebene AA liegt um 65 cm (130 m), BB um 100 cm (200 m), CC um 150 cm (300 m) hinter der Hallenmitte. In den Figuren geben die eingeklammerten Zahlen Längen an, die der wirklichen Halle entsprechen.

Es entsteht nun die Frage: wie sind die Windverhältnisse hinter der Halle beschaffen? Befindet sich daselbst ein günstiger Windschatten und treten keine störende Strömungen oder Wirbelungen auf? Sind die Windverhältnisse günstiger oder ungünstiger wie diejenigen, die ein in eine rechteckige Halle einfahrendes Luftschiff findet, wenn die Halle genau in der Windrichtung steht? Diese Fragen sind ohne Versuche nicht zu beantworten. Bekannt ist allerdings das Strömungsbild einer Flüssigkeit um einen Zylinder, dessen Achse lotrecht zur Strömung gerichtet ist; aber hier liegen die Verhältnisse anders infolge des aufgesetzten Daches, und gerade die über das Dach strömende Luft ist von besonderer Bedeutung und Einwirkung.

Ein zylindrischer Körper, auf den ein kegelförmiges Dach aufgesetzt ist, bietet keine günstigen Windverhältnisse auf der Rückseite dar: der Wind schlägt stark um den Zylinder herum und heftig über das Dach herunter. Um günstigere Windverhältnisse zu erhalten, also einen längeren breiteren Raum mit geringer Windströmung, ordnet der Erfinder Windschutzwände in radialer Richtung vor den tragenden Pfeilern an. Diese Wände bieten das wesentlich Neue bei der Halle, wodurch auch die Erteilung eines Patentes gerechtfertigt war. Daß solche Wände einen erheblichen Einfluß haben müssen, ist vom aerodynamischen Gesichtspunkte aus einleuchtend. Die Strömung wird an ihnen abgelenkt, kann sich hinter der Halle nicht so schnell zusammenschließen, und es wird der Schattenraum vergrößert.

Um die Wirkung derartiger Windschutzwände sowie den Einfluß der Dachausbildung festzustellen, wurden Versuche im Windkanal der Göttinger Anstalt in folgender Weise ausgeführt: Es wurden Modelle im Maßstabe 1:200 und 1:500 mit größeren und kleineren Windschutzwänden sowie ohne solche und mit ganz verschiedener Dachausbildung angefertigt, diese einzeln in dem Luftkanal auf eine horizontale Fläche aufgestellt und nun eine Windströmung von bekannter Geschwindigkeit hindurchgeleitet. Die Windverhältnisse hinter dem jeweiligen Modell wurden mit Hilfe von Salmiakrauch, der aus einer Düse entströmte, in der Weise beobachtet, daß der betreffende Raum mit der Düse abgetastet und so festgestellt wurde, welche Richtung der Wind besaß und ob er größere oder geringere Geschwindigkeit aufwies. Außerdem wurde die Größe der Windgeschwindigkeit mittels eines Pitotrohres gemessen, und zwar in lotrechten Querebenen AA, BB, CC in einer Entfernung hinter der Hallenmitte, die den Abständen 130, 200 und 300 m der Wirklichkeit entsprach; in diesen Querebenen wurden die Windgeschwindigkeiten längs lotrechter Linien ermittelt, die in bestimmter Entfernung nach links und rechts von der Mittelachse lagen (Abb. 1). Die Windverhältnisse unmittelbar an der Halle und die Art der Ablösung haben für die zu behandelnde Frage weniger Interesse; eine genauere Feststellung läßt sich daselbst auch kaum ermöglichen, da gerade hier ein gewisser labiler Zustand vorhanden ist.

Abb. 2. Großes Modell ohne aufgesetzten Blechring.



Abstand d. Meßebene v. Hallenmitte 100 cm (=200 m der Wirkl.)

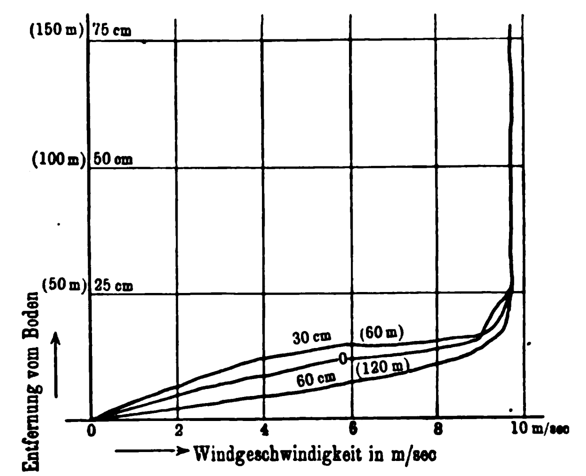
Von den zehn zur Untersuchung verwendeten Modellen wiesen zwei einen Durchmesser von 100 cm auf (also Maßstab 1:200); ihr Dach war — wie dies vom Erfinder der Halle beabsichtigt war — als glattes Kegeldach ausgeführt mit einer im unteren Teile stärkeren Neigung (Abb. 1). Die übrigen acht Modelle besaßen einen Durchmesser von 40 cm (Maßstab 1:500), und bei ihnen ragten über die Dachhaut Konstruktionsteile des Daches hervor (Abb. 8ff.).

Gegen die großen Modelle strömte im Windkanal die Luft mit einer Geschwindigkeit von 9,6 m/sec. Gemessen wurden die Geschwindigkeiten in den erwähnten Querebenen AA, BB, CC, und zwar in lotrechten Linien, die um 30 und 60 cm

(also 60 und 120 m der Wirklichkeit) nach links und rechts von der Mittelachse entfernt lagen. Die in diesen lotrechten Linien der Querebene *BB* gefundenen Windgeschwindigkeiten sind in Abb. 2 aufgetragen; die beigefügten Zahlen geben den Abstand der lotrechten Linien nach links und rechts an[1]). Man erkennt, daß in dieser Querebene — die um 100 cm hinter der Mitte des Modells lag — eine Windgeschwindigkeit von 8 m/sec in der Mittellinie dieser Ebene bereits in 5 cm Höhe (10 m der Wirklichkeit) auftrat, während diese Geschwindigkeit in denjenigen lotrechten Linien der gleichen Ebene, die um 30 bzw. 60 cm (60 bzw. 120 m) seitlich lagen, erst in einer Höhe von 12 und 9 cm (24 und 18 m) vorhanden war. Daraus ergibt sich, daß der Wind in der Mitte über das Dach stark nach unten schlägt. Ähnliches zeigte sich bei den Messungen der Ebene *CC*.

Es treten also trotz der Radialwände gerade in der Mitte der Halle recht ungünstige Windverhältnisse für das ein- und ausfahrende Luftschiff auf. Da nun hinter einem Hohlzylinder, der mit den radialen Windschutzwänden versehen ist, die Verhältnisse viel günstiger liegen, war zu schließen, daß lediglich die Dachfläche des Modells diese störenden Erscheinungen veranlaßte, die gerade bei dem kegelförmigen Dache besonders lebhaft zu erwarten waren. Daß diese Annahme richtig war, zeigte sich sofort, als an der Dachtraufe ein kleiner senkrechter Blechring aufgesetzt wurde. Die Kurven, die nun für die verschiedenen lotrechten Linien der Ebene *BB* aufgenommen wurden, sind in Abb. 3 dargestellt. Das Nieder-

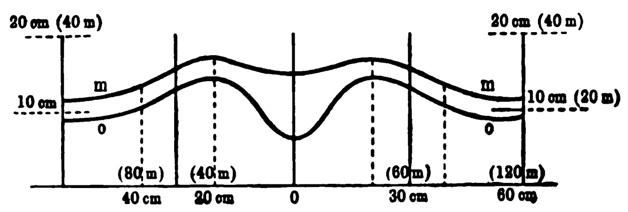
Abb. 3. Großes Modell mit aufgesetztem Blechring.



Abstand der Meßebene von Hallenmitte 100 cm (= 200 m der Wirklichkeit).

schlagen des Windes trat jetzt viel weniger stark auf. Zeichnet man in beiden Fällen für die Querebene *BB* die Kurve gleicher Windgeschwindigkeit von 8 m/sec, so ergibt sich das Bild der Abb. 4, aus der die Verschiedenheit der Windverhältnisse, die beim Vorhandensein und beim Fehlen des erwähnten Blechringes auftreten, besonders gut zu erkennen ist.

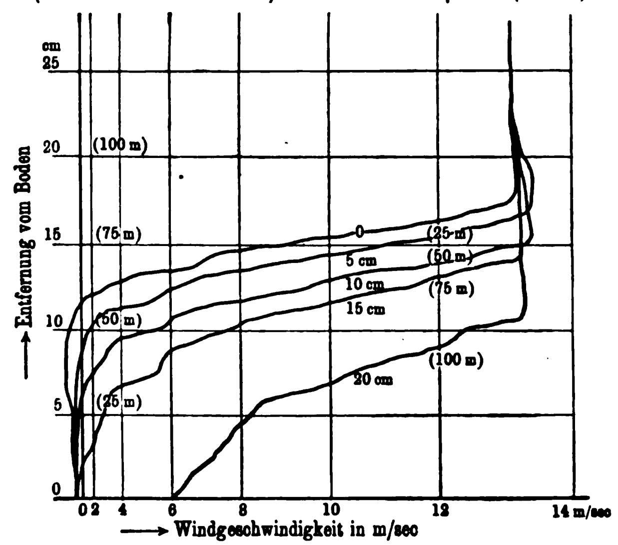
Abb. 4. Kurven gleicher Windgeschwindigkeit (8 m/sec) in der um 100 cm (200 m) hinter der Hallenmitte liegenden Ebene *BB*. (Ungehinderte Windgeschwindigkeit 9,6 m/sec.)



Kurve *mm* bezieht sich auf das Modell mit Blechring, Kurve *oo* auf das Modell ohne Blechring.

Auf Grund dieser Ergebnisse erschien es zweckmäßig, weitere Untersuchungen vorzunehmen an Modellen, bei denen die Dachkonstruktion gegenüber den ersten Modellen abgeändert wurde. Man durfte erwarten, daß die Windverhältnisse wesentlich verbessert würden, wenn man auch auf dem Dache Vorkehrungen träfe, um die Strömung frühzeitiger abzulösen und abzulenken; es wurden deshalb auf dem Dache sowohl in radialen Geraden wie auch in konzentrischen Kreisen Stabwände (Gitterwerke) angeordnet, die eine wesentliche Aufwirbelung und Ablenkung bewirken und dadurch das heftige Überschlagen des Windes verhüten sollten. Da bei

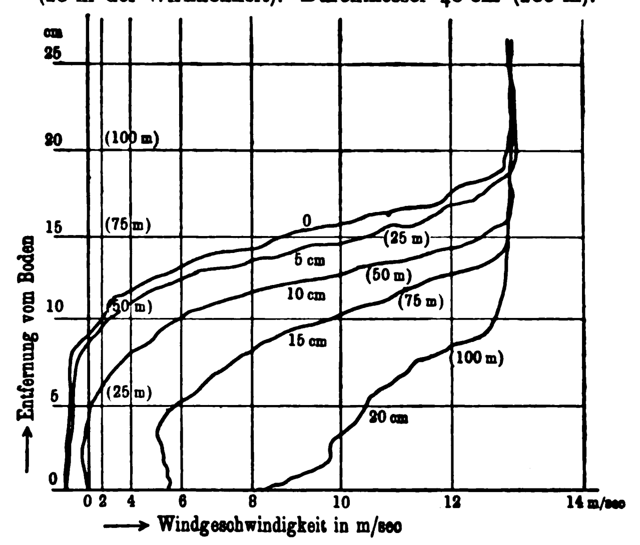
Abb. 5. Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 4 cm Länge (20 m der Wirklichkeit). Durchmesser 40 cm (200 m).



Meßebene in 26 cm (130 m) Abstand von Hallenmitte.

dem großen Modell zwischen den Seitenwandungen des Luftkanals und den äußeren seitlichen Punkten des Modells nur ein geringer Zwischenraum von 40 cm war, erschien es wahrscheinlich, daß hierdurch ein gegenüber der freien Luft geändertes Strömungsbild geschaffen wurde. Es wurde deswegen

Abb. 6. Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 4 cm Länge (20 m der Wirklichkeit). Durchmesser 40 cm (200 m).



Meßebene in 40 cm (200 m) Abstand von Hallenmitte.

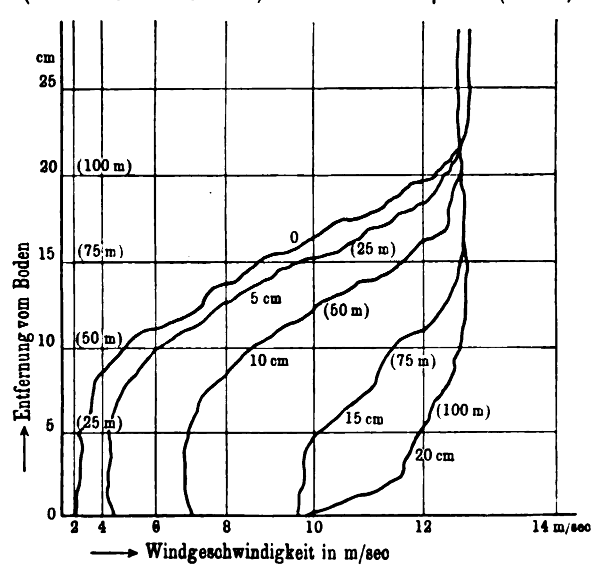
für die weiteren acht Modelle statt des Maßstabes 1:200 derjenige 1:500 gewählt. Über die Ergebnisse der drei wichtigsten Modelle soll hier berichtet werden. Bei ihnen lag die Dachhaut auf den Untergurten der Kuppelstäbe, die nach den für eine Halle von 200 m Durchmesser errechneten Dimensionen der Grat- und Ringstäbe im Maßstab 1:500 hergestellt waren. Das eine Modell wies Windschutzwände von 4 cm Länge (20 m der Wirklichkeit) auf, das zweite solche von der halben Länge und das dritte war ohne irgendwelche Windschutzwände. Sie wurden nacheinander im Luftkanal einem Luftstrom von 12,6 m/sec Geschwindigkeit ausgesetzt.

[1]) In den Figuren geben die in Klammern beigesetzten Zahlen Längen an, die der wirklichen Halle (Maßstab 1:1) entsprechen.

Bei diesen Versuchen zeigte sich gegenüber denjenigen an den großen Modellen der wesentliche Unterschied, daß hinter dem Modell negative Geschwindigkeiten vorhanden waren, also Rückenwinde, Saugwinde, die hinter den großen Modellen nicht festgestellt wurden. Da bei den untersuchten acht verschieden ausgebildeten Modellen[1]) dieser Saugwind auftrat, ist an seiner Existenz, die auch unschwer zu erklären ist, nicht zu zweifeln. Das störende Überschlagen des Windes trat bei den verschiedensten Modellen kaum mehr auf.

Die Ergebnisse der Messungen, die von Herrn Wieselsberger mittels eines Pitotrohres nach den Angaben des Verfassers vorgenommen wurden, sind in Kurven dargestellt, von denen in den Abb. 5, 6 und 7 diejenigen für das Modell

Abb. 7. Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 4 cm Länge (20 m der Wirklichkeit). Durchmesser 40 cm (200 m).



Meßebene in 60 cm (300 m) Abstand von Hallenmitte.

mit Windschutzwänden von 4 cm Länge wiedergegeben sind. Derartige Kurven wurden für alle drei Modelle aufgezeichnet; der Maßstab für die Geschwindigkeit ist den Ablesungen des Pitotrohres entsprechend ein quadratischer. Die Kurven geben wohl ein einwandfreies Bild der Windverhältnisse hinter der Halle, doch ist es nicht ganz leicht, daraus das räumliche Strömungsbild klar zu erkennen. Um eine bessere Anschauung sofort gewinnen zu können, wurden auf Grund der direkt gewonnenen Linien andere Kurven gezeichnet: es wurde für das Windbild hinter jedem Modell Flächen gleicher Geschwindigkeit, und zwar für 0 m/sec und 4 m/sec, durch Querschnitte im Aufriß und horizontale Schnitte im Grundriß dargestellt; der Grundriß zeigt also die Höhenkurven dieser Flächen.

Diese Abbildungen (Abb. 8 bis 13) sind in der Weise entstanden, daß zunächst im Aufriß die Kurven gleicher Windgeschwindigkeit für die Querebenen in 26, 40 und 60 cm Entfernung eingetragen wurden. Soweit die einzelnen Punkte aus den ursprünglich gewonnenen Kurven direkt entnommen werden konnten, sind sie durch kleine Kreise angegeben, soweit sie jedoch durch Interpolation gefunden wurden, durch kreuzweise durchstrichene Kreuze. Die Kurven der Ebene *AA* (26 cm hinter der Hallenachse bzw. 130 m der Wirklichkeit) sind ausgezogen, diejenigen der Ebene *BB* strichpunktiert und solche der Ebene *CC* gestrichelt. Soweit die Gestalt der Kurven fraglich erscheint, sind diese punktiert eingetragen. Aus diesen Aufrißlinien sind dann die Höhenkurven im Grundriß abgeleitet, aber unter ständiger Berücksichtigung der ursprünglichen Kurven; sie dürften dadurch einigermaßen genau ausgefallen sein. Die aus dem Aufriß unmittelbar gewonnenen Punkte sind durch durchstrichene kleine Kreise angedeutet, die auf Grund der festliegenden Kurven eingeschätzten Punkte durch gekreuzte Striche.

[1]) Vgl. Schlink, Neue Formen von Luftschiffhallen. Zeitschr. d. Ver. Deutsch. Ing. 1914, S. 502.

Diese Kurvendarstellungen ergeben ein sehr übersichtliches klares Bild der Windverhältnisse hinter den verschiedenen Modellen. Die Fläche, die alle Punkte der Geschwindigkeit 0 enthält, gibt die Grenze des Windschattens an; außerhalb dieser Fläche herrscht Wind in normaler Windrichtung, innerhalb dagegen ist teilweise Saugwind vorhanden, der nach der Halle zu gerichtet ist; er würde also das Luftschiff in die Halle hineinzuziehen suchen. Durch Abtasten mit dem oben erwähnten Salmiakrauchstrahl konnte man die Begrenzung der Windschattenfläche auf dem Boden sehr genau feststellen.

Beim Vergleiche dieser räumlichen Windschattenflächen (Abb. 8, 10, 12) erkennt man, daß bei den breitesten Windschutzwänden (Abb. 8) die Begrenzungslinie des Windschattens auf dem Boden nicht sehr verschieden ist von derjenigen bei halb so breiten Windschutzwänden, und daß überhaupt die verschiedene Breite dieser Wände für den Windschattenraum hinter der Halle von keiner sehr wesentlichen Bedeutung ist. Wie wenig in beiden Fällen die Strömungsbilder hinter der Halle voneinander abweichen, zeigt auch die Betrachtung der Flächen gleicher Windgeschwindigkeit für 4 m/sec, die in Fig. 9 und 11 dargestellt sind. Was auffällt, ist der Umstand, daß der Wind gleicher Stärke hinter dem Modell mit kürzeren Wänden am Boden näher an die Mittelachse herankommt, daß also hier ein stärkerer Wind herrscht, dadurch veranlaßt, daß der Wind schärfer um das Modell herumschlägt. Diese Erscheinung ist leicht zu erklären: Wäre die besondere Dachausbildung nicht vorhanden, so würde bei den schmäleren Schutzwänden die Fläche gleicher Windstärke weniger breit ausfallen wie bei den breiteren Wänden, es würde das Bild, das sich hier am Boden zeigt, auch in größerer Höhe auftreten; dadurch aber, daß durch das Dach eine ganz erhebliche turbulente Bewegung erzeugt wird, kann sich diese ersterwähnte Strömung nicht ungestört ausbilden, und es entstehen die hier erkennbaren Verhältnisse.

Es ist zu erwarten, daß das Umschlagen des Bodenwindes beim Fehlen der Windschutzwände noch in höherem Maße auftreten wird. Dies ist denn auch tatsächlich der Fall, wie die Windflächen der Abb. 12 und 13 zeigen: durch Zusammenwirken der an dem Gitterwerke des Daches abgelösten Strömung und derjenigen um den Zylindermantel, die jetzt nicht mehr durch besondere Hindernisse abgelenkt wird, entsteht ein Windschatten, der am Boden wesentlich einwärts gebogen ist. Beim Abtasten des Raumes hinter dem Modell mittels des Rauchstrahles war recht gut die scharfe Strömung am Boden zu erkennen.

Durch das Netzwerk auf dem Dache und die Windschutzwände wiederholt sich bei den Strömungen an diesen Modellen des öfteren eine Wirbelerscheinung, wie sie ähnlich bei einer Kugel auftritt, um die ein Draht in einer Ebene senkrecht zur Windrichtung herumgelegt ist. Naturgemäß haben die Wände nach der Rückseite zu nur eine kleinere Bedeutung, weil die gewaltsame Ablösung der Strömung schon vorher erfolgt ist; sie müssen aber angebracht werden, da ja der Wind von allen Seiten kommen kann. Vermutlich wird jedoch eine kleinere Zahl von Windschutzwänden ausreichen, um eine genügend günstige Wirkung zu erzielen.

Versuche darüber, wie weit sich das Strömungsbild ändert, wenn die Windgeschwindigkeit eine andere ist, wurden noch nicht angestellt. Wenn man aus den Ergebnissen, die mit Luftströmungen an Kugeln gemacht wurden, einen Rückschluß ziehen darf, so ist — wie schon erwähnt — zu vermuten, daß eine geänderte Geschwindigkeit das ganze Bild nur wenig ändert; denn bei turbulenter Strömung, wie sie ja hier — infolge der Wand- und Dachausbildung — vorliegt, ist für die Kugel der Koeffizient ψ nahezu konstant, so daß der Widerstand lediglich proportional mit v^2 wächst, sich also verhält, wie derjenige bei einer größeren ebenen Scheibe; und daraus darf wohl geschlossen werden, daß das Strömungsbild bei verschiedener Geschwindigkeit im wesentlichen das gleiche bleibt.

Bei Bewertung der Versuchsergebnisse für die Luftschiffhallen im Freien ist selbstverständlich zu beachten, daß sie nicht ohne weiteres auf die wirklichen Verhältnisse übertragen werden können: einerseits ist es auch bei vollständig gleichmäßigem Winde zweifelhaft, wie weit das Strömungsbild hinter der wirklichen Halle im Freien demjenigen hinter dem



Modell geometrisch ähnlich ist, anderseits ist aber auch die Luft niemals so gleichmäßig wie im Luftkanal. Wie weit das Strömungsbild sich mit wesentlicher Vergrößerung des Körpers ändert, ist nicht bestimmt zu sagen; da aber bei turbulenter Strömung für die Kugel die Größe ψ für die verschiedenen Werte $\frac{v \cdot d}{\nu}$ — (wobei d den Durchmesser bedeutet und $\nu = \mu \cdot \frac{g}{\gamma}$ ist, wenn μ den Reibungskoeffizienten darstellt) — nahezu konstant ist, darf wohl für die Halle vermutet wer-

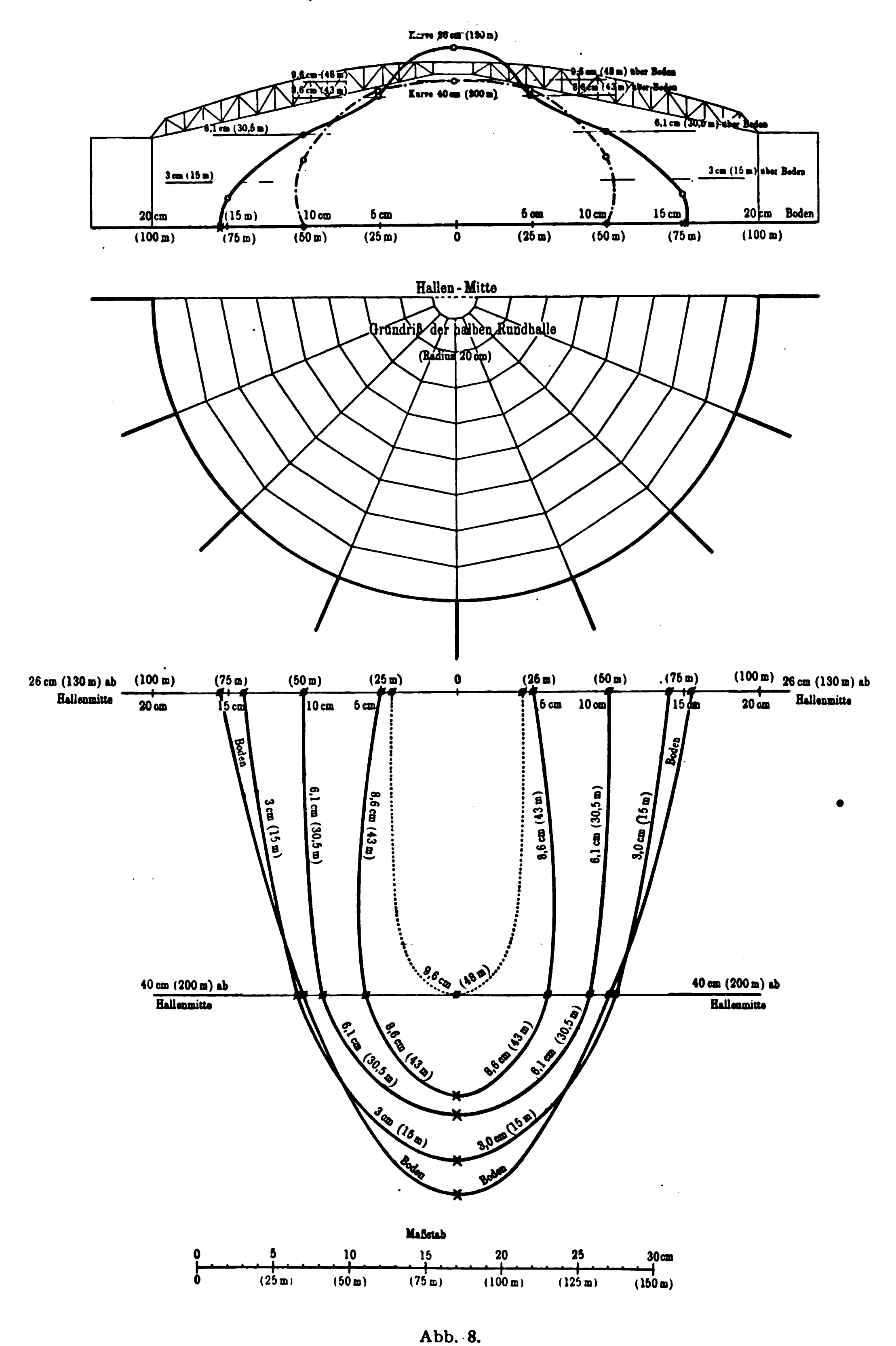


Abb. 8.

Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 4 cm Länge (20 m der Wirklichkeit).

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 0 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene 26 cm (130 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 40 cm (200 m) von Hallenmitte.

den, daß die Gestalt des Strömungsbildes bei größerem d auch nicht wesentlich verschieden ist von demjenigen bei kleinerem d.

Von erheblichem Einfluß ist aber der Umstand, daß im Freien die Winde nicht so gleichmäßig verlaufen, wie im Luftkanal. Die durch verschiedenen Bodenverhältnisse und Tem-

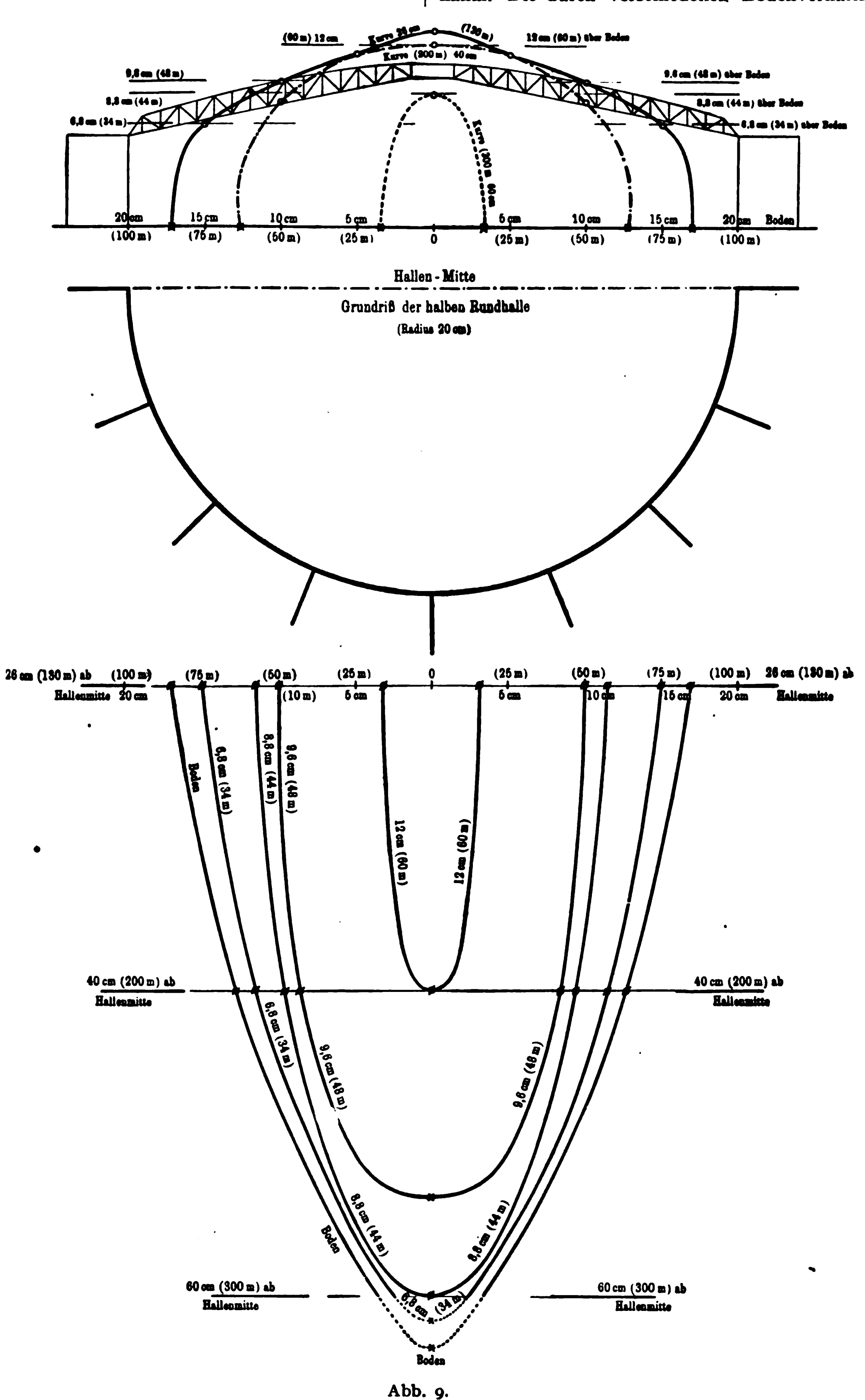


Abb. 9.

Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 4 cm Länge (20 m der Wirklichkeit).

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 4 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene 26 cm (130 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 40 cm (200 m) von Hallenmitte und die gestrichelte Kurve in einer Ebene 60 cm (300 m) von Hallenmitte.

peraturunterschiede werden Windstöße, Windströmungen und Wirbel bedingt, die das ganze Bild wesentlich verändern. Plötzlich gebildete Vertikalströme, die durch starke Ausstrahlung entstehen können, wirken naturgemäß sehr störend ein. Selbst in einem begrenzten räumlichen Gebiete sind fast niemals Windrichtung und Windstärken überall die gleichen; insbesondere treten auch Drehungen des Windes auf. Sehr gut erkennt man die Verschiedenartigkeit der Windrichtung am Boden und in 30 bis 50 m über dem Boden, also etwa in Hallenhöhe, beim Aufkommen der Mittagsböen. Häufig ist ein schichtweises Anschwellen der Windstärke zu bemerken; es wurde sogar schon festgestellt[1]), daß bei einer Stärke von 9 m/sec am Boden in einer Höhe von 250 m eine solche von 26 m/sec herrschte. Auch wurde schon manchmal beobachtet, daß der Wind in aufeinanderfolgenden Höhenschichten seine Richtung völlig umkehrt.

[1]) Diese Mitteilung verdanke ich dem wissenschaftlichen Leiter des militärischen Wetterdienstes b. d. Insp. d. Mil.-Luft- u. Kraftfahrwesens, Herrn Dr. Koelzer.

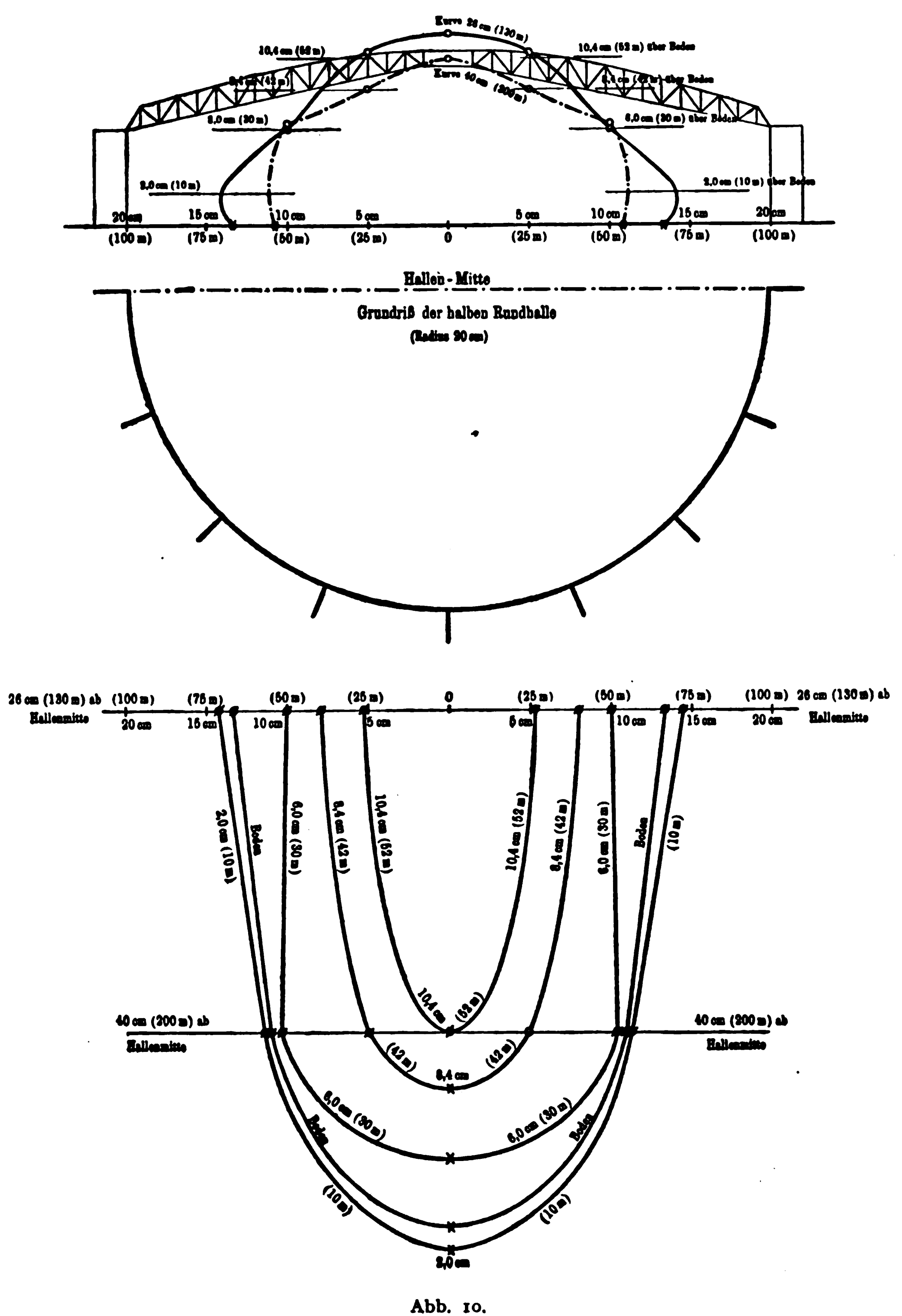


Abb. 10.

Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 2 cm Länge (10 m der Wirklichkeit).

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 0 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene 26 cm (130 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 40 cm (200 m) von Hallenmitte.

Es ist unter diesen Umständen nicht zu verkennen, daß die Windverhältnisse der Wirklichkeit hinter der Halle ganz andere sein können als wie diejenigen im Luftkanal, und daß die Lage der Halle von wesentlichem Einfluß sein wird. Immerhin ist der Wert dieser Versuche für die Halle im Freien nicht zu unterschätzen, und sie gewinnen besondere Bedeutung,

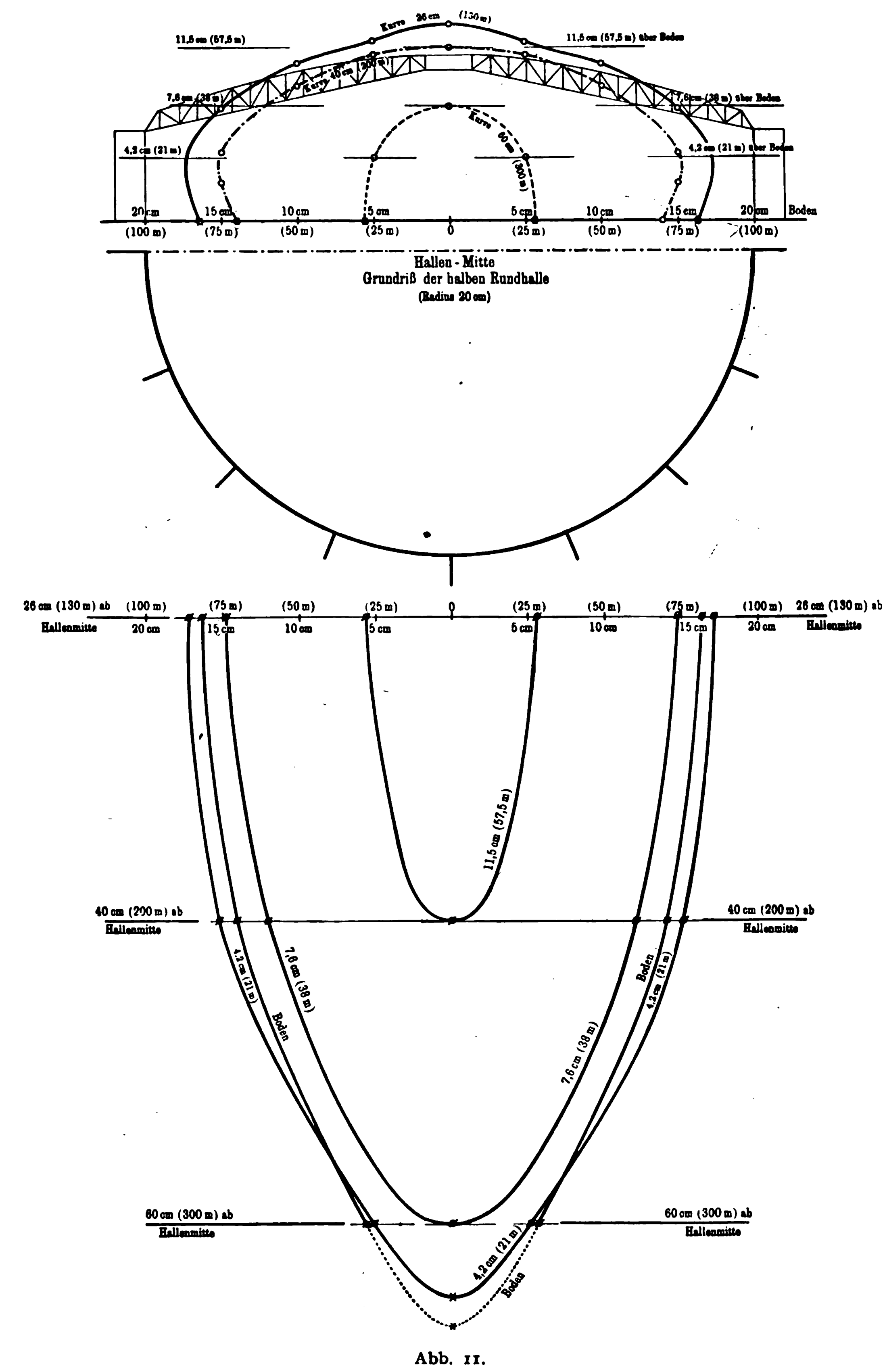


Abb. 11.

Rundhalle mit radialen Schutzwänden von 2 cm Länge (10 m der Wirklichkeit).

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 4 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene von 26 cm (130 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 40 cm (200 m) von Hallenmitte und die gestrichelte Kurve in einer Ebene 60 m (300 m) von Hallenmitte.

wenn man entsprechende Versuche an anderen Hallenmodellen z. B. solchen mit rechteckiger Grundrißfläche ausführt und damit einen Vergleich zwischen den Rundhallen und rechteckigen Hallen ermöglicht. Es wurden deshalb im Windkanal auch die Strömungsverhältnisse festgestellt hinter einem im Maßstabe 1:500 ausgeführten Modell einer 35 m breiten rechteckigen Halle, an dem hinten nach beiden Seiten unter 90° Wände — den geöffneten Toren entsprechend — angebracht wurden. Bei Beobachtung der Rauchstrahlen zeigte sich sofort, daß auch bei günstigstem Winde — gleichmäßiger Wind genau in der Längsrichtung der Halle — gegenüber dem untersuchten Rundhallenmodell eine ungünstige Erscheinung auftrat: der Wind schlug auffallend stark nach unten, besonders gerade in der Längsachse der Halle. Dieses war sowohl beim Fehlen der seitlich angebrachten Wände, wie auch beim Vorhandensein dieser Teile der Fall. Es schien sogar beim Beobachten der Rauchfäden, als ob in letzterem Falle ein stärkerer Fallwind entstände. Dieses ist auch wohl denkbar, da bei

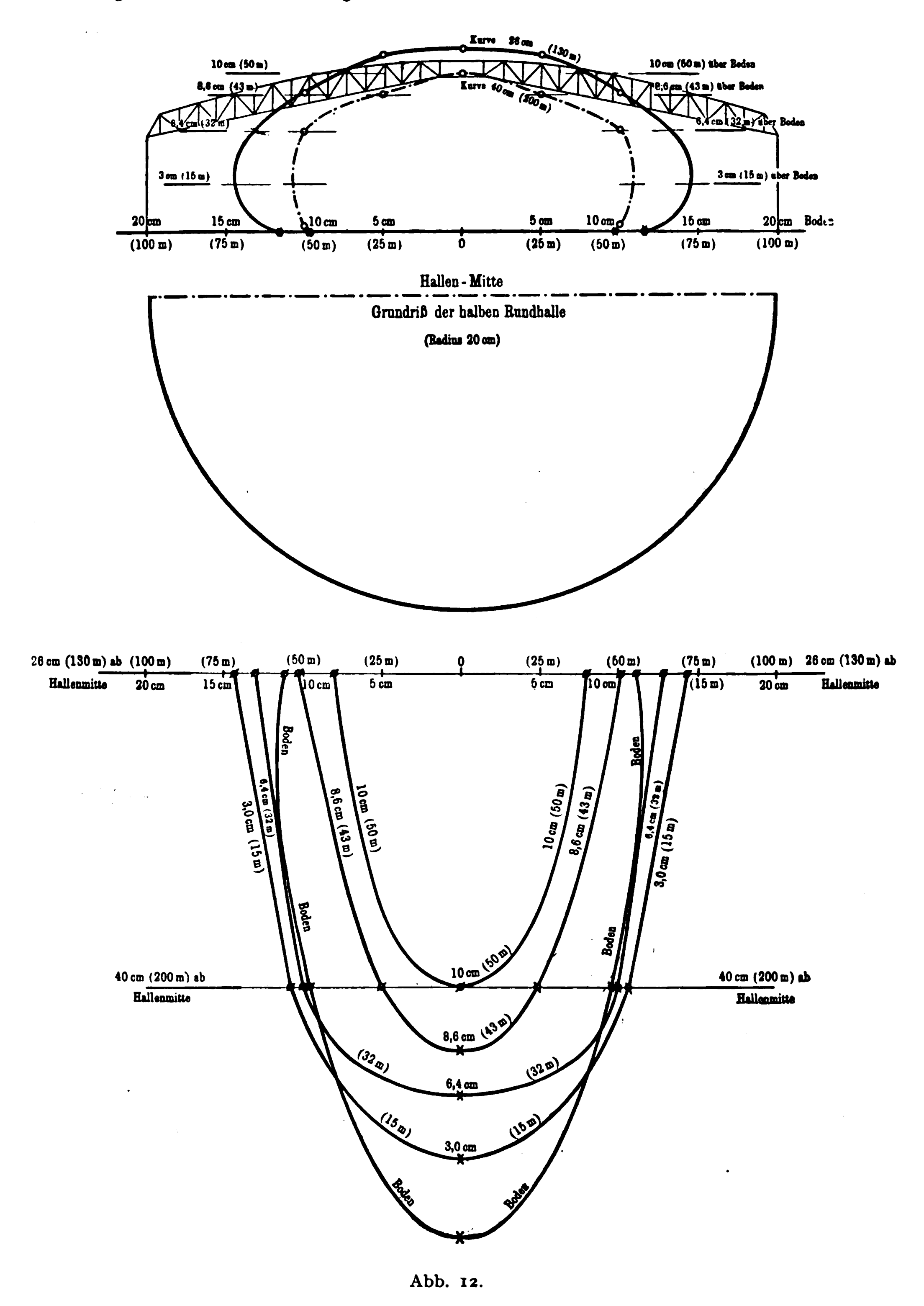


Abb. 12.

Rundhalle ohne radiale Schutzwände.

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 0 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene 26 cm (130 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 40 cm (200 m) von Hallenmitte.

Abb. 13.

Rundhalle ohne radiale Schutzwände.

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von **4** m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene 26 cm (130 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 40 cm (200 m) von Hallenmitte und die gestrichelte Kurve in einer Ebene 60 cm (300 m) von Hallenmitte.

Vorhandensein der Wände die Strömung durch diese frühzeitig abgelöst, der Windschatten dadurch verbreitert und verlängert wird; die abgelenkten Strömungsfäden lassen das Gebiet, in das der Wind über das Dach nach unten schlägt, in größerem Umfange frei; es wird also der niederfallende Wind schiff selbst beim Einfahren unter einem ziemlich spitzen Winkel noch im Windschatten bleibt.

Selbstverständlich können auch bei der rechteckigen Halle die Verhältnisse verbessert werden, wenn man Fürsorge trifft, daß die über das Dach fließende Strömung abgelöst und dadurch

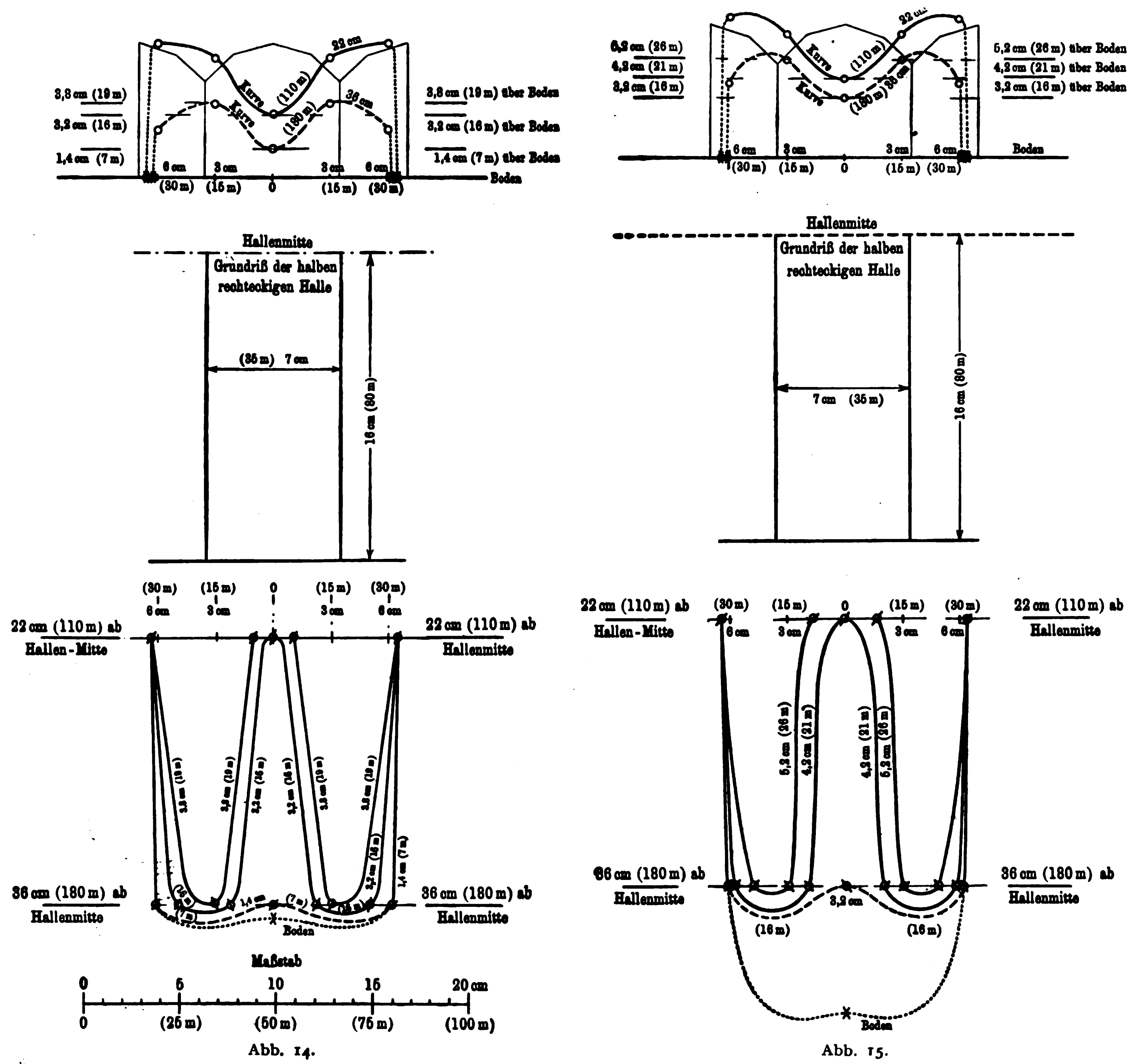


Abb. 14.

Einfache Luftschiffhalle mit angeschlossenen Torwänden.

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 0 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ebene 22 cm (110 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 36 cm (180 m) von Hallenmitte.

Abb. 15.

Einfache Luftschiffhalle mit angeschlossenen Torwänden.

Kurven gleicher Windgeschwindigkeit von 4 m/sec.

(Die ungehinderte Windgeschwindigkeit betrug 12,6 m/sec.) Die ausgezogene Kurve liegt in einer Ehene 22 cm (110 m) von Hallenmitte; die strichpunktierte Kurve in einer Ebene 36 cm (180 m) von Hallenmitte.

von dem um die Halle laufenden Winde weniger beeinträchtigt, wie in dem Falle der fehlenden Wände, wo der Wind ungestört herumschlägt. Die Darstellungen der Abb. 14 u. 15 geben ein klares Bild für die Windverhältnisse und zeigen deutlich, daß diese hinter der Rundhalle erheblich günstiger sind. Naturgemäß werden sie für die rechteckige Halle noch wesentlich ungünstiger, wenn der Wind nicht in Richtung der Halle weht, während bei der Rundhalle die Verhältnisse für die verschiedenen Windrichtungen gleich gut bleiben und das Luftschiff

das scharfe Herunterschlagen des Windes verhütet wird. Daß eine derartige Beeinflußung möglich ist, geht schon daraus hervor, daß auch bei der Rundhalle mit einem glatten kegelförmigen Dache ein kräftiges Überschlagen des Windes eintritt, wenn auch nicht in dem störenden Maße wie hier, und daß dieses durch Anordnung der Gitterwerke auf dem Dache unterdrückt werden kann. Für rechteckige Hallen wird aber immerhin eine derartige Anordnung größeren Vorteil nur für Windströmungen in der Längsrichtung der Halle bringen,

dagegen werden bei schrägem Winde die Verhältnisse für das ein- und ausfahrende Schiff recht ungünstig bleiben, so daß die Rundhalle ganz entschieden erhöhte Sicherheit dem Luftschiffe darbietet. Es darf wohl auch ausgesprochen werden, daß eine derartige Rundhalle eine Überlegenheit aufweist gegenüber einer Drehhalle und der Verbindung einer leichten drehbaren Halle (Drehschleuse) mit einer festen Halle, weil bei plötzlichen Änderungen des Windes diese Systeme nicht ohne weiteres die günstigen Verhältnisse darbieten und die nötigen Betriebsmittel nicht so einfach sind. Hierbei sei erwähnt, daß bei einer bestimmten Lage der Drehschleuse vor der rechteckigen Halle sehr unangenehme Windverhältnisse bestehen, wie in dem Göttinger Luftkanal vermittels der Rauchfäden festgestellt wurde.

Die Versuche wurden nur bei ganz geschlossenem Zylindermantel vorgenommen bzw. bei geschlossenem Modell der rechteckigen Halle. Sind die Tore auf der Rückseite geöffnet, so treten geänderte Strömungsverhältnisse auf, und zwar werden sie vermutlich bei der rechteckigen Halle verhältnismäßig noch ungünstiger werden. Da bei einer Luftschiffhalle im Freien außerhalb und innerhalb der Halle vielfach verschiedene Temperaturen herrschen, die gewisse Strömungen bedingen, werden bei geöffneten Toren die Verhältnisse der Wirklichkeit gegenüber denjenigen an Modellen noch mehr abweichen können.

Die Versuche und ihre Ergebnisse zeigen in sehr schöner Weise, wie man durch künstliche Wirbelbildungen in die Lage gesetzt wird, bestimmte wünschenswerte Erscheinungen zu bewirken. Eine weitere aerodynamische Verfolgung der aus den Versuchen abzulesenden Ergebnisse bleibt vorbehalten.

Zweitakt-Umlaufmotoren von Frederickson.

Obgleich die Zweitaktmotoren (mit Ausnahme einiger Motoren für Boote) fast vollständig vom Markte verschwunden sind, so sind trotzdem noch viele Anhänger desselben vorhanden, und zwar hauptsächlich, weil beim Zweitaktmotor Ventile, Daumenscheiben, Federn, Steuergetriebe, Stoßstangen usw. vermieden werden und die doppelte Anzahl Arbeitstakte bei gleicher Zylinderzahl gegenüber dem Viertakt bei jeder Umdrehung erfolgen.

Bei Zweitaktmotoren wird gewöhnlich das Kurbelgehäuse als Sackpumpe benützt, bei Sternmotoren ist dies jedoch nicht möglich.

Der amerikanische Ingenieur C. E. Frederickson hat für Flugmotoren die Idee aufgegriffen, in dem Kurbelgehäuse an der Basis der Zylinder Schieber einzubauen und den unteren (inneren) Teil der Zylinder als Ladepumpen zu benutzen. Die Worlds Motor Co. baut diesen Motor auch als Flugzeugmotor, und zwar als Rotationsmotor mit 3, 5 und 10 Zylindern.

Bei dem 3- und 5-Zylindermotor ist das Kurbelgehäuse mit Ventil- und Zylindersitzen aus einem Stück gegossen. Die Zylindersitze erheben sich etwas von dem Kurbelgehäuse und in diesen sind die Schiebersitze eingearbeitet.

Die beiden Enden des Kurbelgehäuses sind aus zwei Stahlplatten gebildet, welche durch fünf durch das ganze Gehäuse hindurchreichende, mit einer Mutter an jedem Ende versehene Bolzen zusammengehalten werden.

Diese Bolzen verstärken das Kurbelgehäuse und halten die Muttern für die Zylinderbefestigungsbolzen, welche also nicht in das Gehäuse eingeschraubt werden. Die Zylinder bestehen aus Gußeisen mit angegossenen Kühlrippen. Die Kolben sind ebenfalls von gewöhnlicher Art mit der bei Zweitaktmotoren gebräuchlichen Prallplatte zur Ableitung der einströmenden Gase, um ein Vermischen mit den Auspuffgasen zu verhindern. Statt Ventilen werden Gleitschieber verwandt. Die Schieber und Sitze sind gut eingeschliffen, um dicht zu halten. Die Schieber werden durch unterhalb angeordnete Führungsplatten in der erforderlichen Stellung gehalten, und da der Motor als Rotationsmotor ausgebildet ist, drückt die Zentrifugalkraft die Schieber schon bei 875 Umdr./min dicht an ihre Gleitflächen.

Das Gas wird in der bei Umlaufmotoren üblichen Weise durch die hohle Kurbelwelle in das Kurbelgehäuse und in der niedrigsten (inneren) Stellung des Kolbens unterhalb desselben durch den Schieber in den Zylinder eingeführt, welcher Schieber auf seinem Sitz beim Wechseln der Pleuelstange gleitet. Der Schieber bleibt offen, bis der Kolben seine Auswärtsbewegung vollendet, worauf er sich schließt, sobald der Kolben seine Abwärtsbewegung beginnt und das Gas zwischen den Kolben und den Schieber einschließt. Im Kurbelgehäuse entsteht also kein Kompressionsdruck. Der Kolben drückt bei seiner Rückbewegung in dem hinteren Teile des Zylinders das Gas zusammen und läßt es in der inneren Totpunktlage durch eine Umlaufkammer in die Verbrennungskammer des Zylinders gelangen.

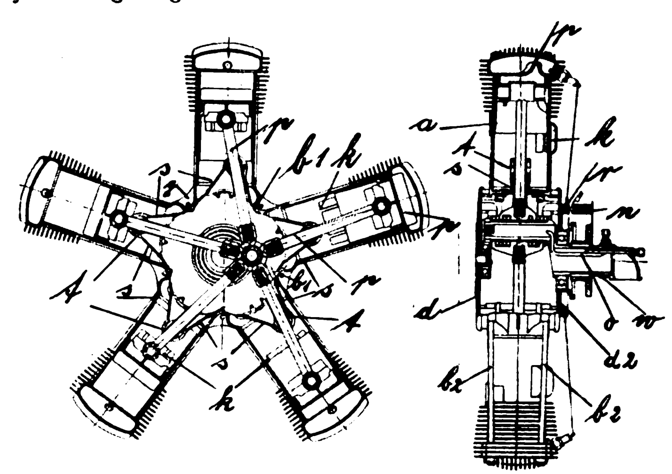


Fig. 1. Zweitakt-Umlaufmotor von Frederickson.

g Kurbelgehäuse, *d*, d_2 Gehäusedeckel, *w* Kurbelwelle, *s* Schieber, *p* Pleuelstangen, *t* durchbohrte Führung zur Abdichtung des Schiebers *s*, *k* Überströmkanal im Zylinder, b_1 Befestigungsbolzen für das Gehäuse, b_2 Befestigungsbolzen für die Zylinder, *n* Zündungsverteiler, *o* Ölzuführung. p^1 Prallplatte am Kolben.

Das Gemisch in dem Kurbelgehäuse ist stets gleich, und da die Schieber zwangläufig gesteuert werden und bei jeder Öffnung eine genau bestimmte Menge einlassen, erhält jeder Zylinder dieselbe Mischung im gleichen Volumen.

Das Gas wird praktisch während einer ganzen Umdrehung in dem angewärmten Zylinder zurückgehalten, hat also Zeit, sich gut mit der Verbrennungsluft zu mischen.

Die Zündung erfolgt vermittelst Hochspannungsmagnet und eines einzigen Verteilers für alle Zylinder. Der hochgespannte Strom wird durch ein einziges Kabel nach einer Bürste geleitet, welche gegen eine an dem Kurbelgehäuse befestigte Verteilerscheibe drückt. Diese besteht aus Vibre mit so vielen Messingsegmenten als Zylinder vorhanden sind. Von diesen Segmenten führen die Kabel nach den Zündkerzen.

Zum Schmieren wird das Öl mit Benzin gemischt und mittels einer durch Zahnräder angetriebenen Druckpumpe eingeführt.

Der 5-Zylindermotor mit einer Bohrung von 117 mm und einem Hub von 123 mm soll 80 PS leisten und wiegt mit gußeisernen Zylindern 192 englische Pfund, also ca. 100 kg. Der Außendurchmesser des Motors beträgt nur 885 mm, die Breite (Länge des Kurbelgehäuses) nur 185 mm. Gegenüber anderen Umlaufmotoren, wie z. B. dem Gnôme, ist der Frederickson-Motor sehr einfach in seiner Konstruktion und hat weit weniger Teile (inkl. aller Bolzen, Schrauben, Unterlagscheiben etc. nur 204 Teile).

Dräger-Flugzeug-Tauchretter.

Von O. Stelzner.

Das besonders in Wasserflugzeugbetrieben eingeführte Gerät — ein leichter Taucherapparat für Mundatmung — wird für Bergungsarbeiten an wracken Flugzeugen benutzt. Mit dem Apparat kann 30 m tief getaucht werden. Seine Kohlensäure-Absorptionspatrone (Kalipatrone) gestattet eine Tauchzeit von 10 bis 20 Minuten, je nach der Arbeit, die der Taucher leistet. (Schwere Arbeit vermehrt den Verbrauch).

Das Gerät besteht aus einem Atmungsapparat und einer Weste. Der Atmungsapparat wird vorn auf der Brust getragen gehalten durch ein Schutztuch, das mit der Weste verschnürt ist. Vom Atmungsapparat führt der Schlauch *S* zum Munde des Atmenden, der Schlaueh *Z* zum Atmungssack *b* auf dem Rücken. Der Apparat auf der Brust enthält in einem Kasten eine Kalipatrone, deren Aufgabe es ist, die Kohlensäure und den Wasserdampf der ausgeatmeten Luft zu absorbieren. An die rechte Seite des Kastens ist die Sauerstoff-Flasche *C* angeschlossen, aus der der Sauerstoff der Atmungsluft ergänzt wird. Von dem Patronenkasten führt Schlauch *S* — der Mundatmungsschlauch — zum Munde des Atmenden. Das Mundstück *M*, durch das der Taucher atmet, ist durch einen Hahn *H* verschließbar. Eine Nasenklammer *N* zum Dichtsetzen der Nase ist an dem Mundstück durch eine Schnur befestigt. Die Ausatmungsluft verläßt das Mundstück, gelangt durch den Faltenschlauch *S* in die Kalipatrone und wird hier von den Atmungssekreten gereinigt; sie strömt nun aus der unteren Öffnung der Kalipatrone in den Patronenkasten, wird dort von Zeit zu Zeit durch Sauerstoff aus der Stahlflasche *C* aufgefrischt und durch Schlauch *Z* zum Atmungssack *b* geführt. Der Weg der Einatmungsluft, die von dem Atmenden aus dem Atmungssack *b* entnommen wird, ist der umgekehrte.



Fig. 1. **Dräger-Flugzeug-Tauchretter.**

Die Weste, auf der der Atmungsapparat montiert ist, schließt an der linken Seite durch zwei Haken und eine Gürtelschnalle. Damit die Weste dem Auftrieb des Atmungssackes nicht folgen kann, ist ein Schwanzgurt angeordnet, der hinten befestigt ist und vorn verschnallt wird. Der Gürtelrand der Weste ist durch Bleistücke beschwert. Blei enthalten auch die beiden seitlichen Taschen T_1 und T_2. In diese Taschen kann nach individueller Veranlagung des Tauchers mehr oder weniger Blei hineingebracht werden, um den Auftrieb auf ein möglichst geringes Maß herabzudrücken. Vorn unter dem Atmungsapparat befindet sich eine größere Tasche T_3, die zur Aufnahme von Werkzeug (Beißzange zum Zerschneiden von Stacheldraht) dient.

Der Gebrauch des Apparates verlangt eine gute Kenntnis seiner an sich einfachen Konstruktion. Mit dem Anziehen der Weste liegen auch alle Teile des Atmungsapparates an richtiger Stelle. Der Atmungssack, dessen Luftinhalt vorher mit der Hand und bei geöffnetem Mundstückshahn *H* herausgepreßt wurde, wird nun durch vorsichtiges Öffnen des Ventils *U* am Stahlzylinder mit Sauerstoff ungefähr gefüllt. Dann wird das Mundstück *M* in den Mund genommen, der Hahn *H* geöffnet und die Nasenklammer *N* angesetzt. Spürt man an zu starkem Blähen der Backen, daß zuviel Sauerstoff im Atmungssack ist, so läßt man aus den Mundwinkeln etwas Sauerstoff entweichen. Im entgegengesetzten Falle füllt man durch vorsichtiges Öffnen und Schließen des Stahlzylinders etwas Sauerstoff nach. Nach etwa 6 Minuten Tauchzeit ist eine abermalige Auffüllung des Atmungssackes mit Sauerstoff notwendig, da er inzwischen durch die Atemtätigkeit des Tauchers nahezu verbraucht wurde. Die Notwendigkeit dieser Nachfüllung wird dem Taucher durch das Zusammenklappen des Atmungssackes signalisiert — er merkt, daß die Lungen bei einem tiefen Atemzug nicht mehr ganz gefüllt werden. Tritt nach dem Öffnen des Ventils *U* wieder ein größerer Druck auf die Backen ein, dann ist der Atmungssack erneut gefüllt; das Ventil *U* ist zu schließen.

Beim Tauchen an einem wracken Flugzeug wird man im allgemeinen nicht ohne Sicherheitsleine von Bord gehen. Die Sicherheitsleine wird mit einem Pahlsteg um die Brust des Tauchers gelegt, so daß die Schlinge unter dem Atmungsschlauch hindurchgeht.

Bei jeder Wiederherrichtung des Apparates ist der Inhalt des Sauerstoffzylinders mittels Finimeters zu prüfen; er soll 150 Atm. Druck enthalten. Da der Inhalt des Zylinders 0,4 l beträgt, enthält er also 60 l Sauerstoff. Auch hat sich der Leiter der Taucharbeiten davon zu überzeugen, daß eine neue Kalipatrone eingeschaltet wurde.

Die Dräger-Werke in Lübeck bauen auch ein Tauchretter-Spezialmodell zum Mitführen bei Flügen über See für Flugzeuge und Ballone.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. B. 77602. Luftfahrzeug mit durch Radiumisierung bewirktem elektrischen Spannungsausgleich. Max M. Bock, Hamburg, Alfredstr. 61. A 10. 6. 14. E 22. 9. 15.

77h. R. 40221. Stabilisierungskreisel insbesondere für Flugzeuge, der durch Beschleunigung seiner Präzession stabilisierend wirkt. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. A. 19. 3. 14. E. 22. 9. 15.

77h. D. 28651. Schutzzelt für Luftschiffe. Deutsche Luftschiffhallen-Bau-Gesellschaft »System Ermus« m. b. H., Berlin. A 3. 4. 13. E 26. 9. 15.

77h. M. 57211. Abwurfvorrichtung für Geschosse. Dr. Paul Meyer A.-G., Berlin. A 16. 10. 14, E 26. 9. 15.

77h. L. 43184. Einrichtung zur Sicherung von Behältern gegen Schußverletzung; Zus. z. Anm. L. 42855. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Zweiganstalt Potsdam, Wildpark-Potsdam. A 1. 2. 15. E 29. 9. 15.

77h. O. 8891. Fallschirm. Anton Oister, Unter-Siska b, Laibach, Österr.; A 6. 12. 13. Österreich 18. 2. 13 u. 20. 6. 13. E 2. 10. 15.

77h. A. 26222. Kühleranordnung für Flugzeuge. Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Berlin. A 4. 7. 14. E 5. 10. 15.

37f. B 74446. Um eine an der einen oder anderen Hallenecke gelegene Achse drehbares, als Windschutz dienendes, einflügeliges Tor für Luftschiffhallen. L. Bernhard & Co., Berlin. A 24. 10. 13. E 1. 9. 15.

37f. E. 20065. Aufstellvorrichtung für die flachliegenden Binder einer zerlegbaren Luftschiffhalle mit Hilfe einer feststehenden Stütze; Zus. z. Anm. E. 19482. Deutsche Luftschiffhallen-Bau-Gesellschaft »System Ermus« m. b. H., Berlin. A 5. 2. 14. E 15. 9. 15.

65f. L. 41158. Flügelfläche für achsiale Kreiselräder, insbesondere Wasser- oder Luftpropeller, Turbinen, Ventilatoren, Gebläse, Pumpen nach Patent 271424; Zus, z. Pat. 271424. Adolf Langen, Cöln-Nippes, Simon-Meisterstr. 38. A 5. 1. 14. E 14. 8. 15.

46c. B. 78863. Im Kolben von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern angeordnetes Ventil, dessen Ventilteller gegen die Fliehkraft im Gleichgewicht gehalten wird. Hans Bonte, Karlsruhe i. B., Bachstr. 21. A 18. 1. 15. E 5. 9. 15.

Patenterteilungen.

77h. 286876. Fahrgestell für Flugzeuge mit hochziehbaren Rädern. »Kondor« Flugzeugwerke G. m. b. H., Essen-Ruhr. 1. 6. 13. H. 55077.

77h. 287034. Verankerungsvorrichtung mit Ankerwagen zur Bergung von Luftschiffen. Fridolin Wacker, Konstanz, Zum-

steinstr. 7, u. Johannes Clemens Hirth, Offenbach a. M., Kaiserstr. 73. 30. 8. 12. H. 58873.

77h. 287062. Flugzeug, dessen Tragflächen in elastische, nach hinten gerichtete Enden auslaufen. Theodor Lawrenz, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 7. 25. 1. 13. L. 35891.

46b. 286705. Hilfssteuerung für Vierzylinder-Viertaktexplosionsmotoren. Robert Conrad, Berlin, Nürnbergerpl. 5, u. Bernhard Meyer, Leipzig, Königstr. 7. 8. 6. 12. C. 22017.

46c. 286904. Schmelzvorrichtung für feste oder zähflüssige Brennstoffe, die zum Betrieb von Verbrennungskraftmaschinen bestimmt sind. Otto Kreßmann, Berlin, Lausitzerstr. 2. 21. 12. 13. K. 57214.

46c. 286938. Zylinderdeckel. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Nürnberg. 11. 7. 14. M. 56804.

46d. 286838. Feuertopf für Heißluftmaschinen; Zus. z. Pat. 245335. Theodor Stockmann, Berlin-Wilmersdorf, Mainzerstr. 25. 10. 3. 12. St. 17406.

46d. 286995. Explosionsturbine mit freifliegenden, kreisenden Kolbenverdichtern. Heinrich Rehbock, Ilmenau, Thür., Wörthstr. 6. 13. 10. 14. R. 41326.

37f. 287023. Zerlegbare Luftschiffhalle. Deutsche Luftschiffhallen-Bau-Gesellschaft »System Ermus« m. b. H., Berlin. 20. 8. 13. E. 19482.

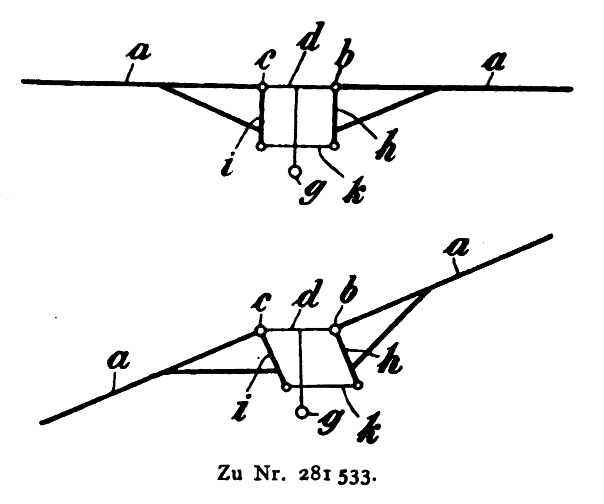
37f. 287024. Vorrichtung zum Auflegen der Dachhaut auf eine zerlegbare Luftschiffhalle; Zus. z. Pat. 287023. Deutsche Luftschiffhallen-Bau-Gesellschaft »System Ermus« m. b. H., Berlin. 18. 12. 13. E. 19908.

46c. 287046. Offene Düse für Verbrennungs-Kraftmaschinen mit gesteuerter Einblase-Luftzufuhr. A. Altenhoff, Chemnitz, Heinrich-Beckstr. 7. 16. 9. 11. A. 21150.

46c. 287051. Kühlung für Einspritzdüsen von Verbrennungskraftmaschinen, Hugo Junkers, Aachen-Frankenburg. 7. 1. 12. J. 15958.

Auszüge aus den Patentschriften.

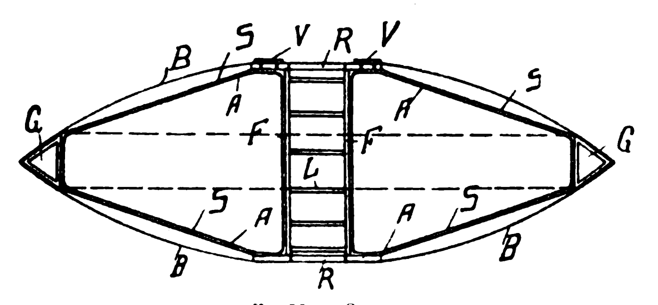
281533. Flugzeug, dessen Tragflächenhälften um eine gemeinsame Querachse und je eine Längsachse verstellt werden können. Dr. Adolf Linhart in Prag-Weinberge. — Die Längsachsen b, c der Tragflächen a sind durch die Querachse d



Zu Nr. 281533.

starr miteinander verbunden und tragen mit den Tragflächenhälften starr verbundene Handhebel h, i, die mit einer Gelenkstange k zwangläufig untereinander verbunden sind.

282155. Luftschiff, dessen Gerüst aus einem steifen mittleren Steigschacht und einem mit diesem durch Spannorgane verbundenen starren ringartigen Randgerüst gebildet ist. Ansbert Vorreiter in Berlin und Ernst Bucher in Heidelberg. — Die Außenhülle B umschließt ein Rand-



Zu Nr. 282155.

gerüst G, das zweckmäßig einen dreieckigen Querschnitt erhält. Dieses Randgerüst ist aus Aluminium- oder Holzstäben zusammengesetzt und durch Seile S im Innern der Hülle an oben und unten angebrachten Ringen oder Rahmen R verspannt, die durch eine oder mehrere Streben F miteinander verbunden sind.

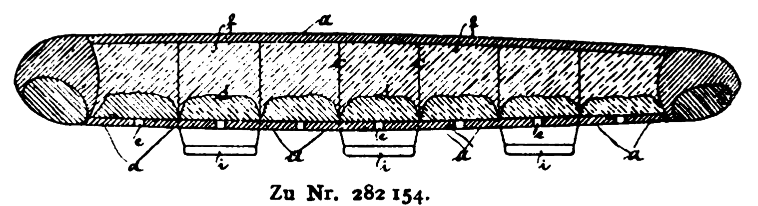
Diese Bauart ergibt eine — im Verhältnis zum Gewicht — große Festigkeit und ermöglicht ein bequemes Zusammensetzen und Auseinandernehmen des Luftschiffes bzw. des Gerüstes zum Zwecke des Transportes und gewährt die Möglichkeit, das Gerüst aus gleichen Elementen zusammenzusetzen, was die Herstellung verbilligt und Reparaturen erleichtert.

Der von den Spannseilen S und dem Gerüst G begrenzte Raum wird durch die Gashülle A ausgefüllt. Der Raum außerhalb der Gashülle A, zwischen dieser und der Hülle B, dient als Ballonet.

Durch diese Anordnung wird über der Gashülle eine Luftschicht gewährleistet, die eine Erwärmung des Gases durch die Sonnenstrahlen verhindern soll.

Um ein Hin- und Herfluten des Gases in der Gashülle zu verhindern, sind durch Stoffwände W in bekannter Weise mehrere Schotten gebildet. Die Gasventile V sind oben und unten in den Ringen R angeordnet. Der Raum zwischen den Verbindungsstreben F kann ähnlich wie bei bekannten Luftschiffen als Steigschacht ausgebildet werden, um von der Gondel des Luftschiffes auf den als Plattform ausgebildeten oberen Ring R gelangen zu können. Die Verbindungsleisten oder Ringe L dienen zur Versteifung der Streben F und können gleichzeitig als Steigleiter dienen.

282154. Luftschiff mit Prallmanteltragkörper. Wilh. Cauer in Berlin-Westend. — Die Gondeln i sind an den aus Seilen c gebildeten Querwänden des Gastragkörpers f aufgehängt, a ist das Druckgaszellensystem, d das Zellensystem ohne Überdruck mit Öffnungen e.

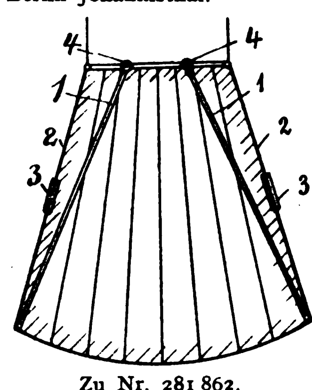


Zu Nr. 282154.

280822. Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge mittels dauernd umlaufender Schnecke. Hermann M. Franke in Frankfurt a. M. und Paul Michael in Frankfurt a. M.-Bockenheim.

Bei der Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge mittels dauernd umlaufender Schnecke wird einer der beiden in zwei Richtungen beweglichen Hebel durch die Bewegung in der einen Richtung, der andere der beiden Hebel durch die Bewegung in der entgegengesetzten Richtung in die Schnecke eingeschaltet.

281862. Elastische Steuer- und Tragfläche für Flugzeuge. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal.



Zu Nr. 281862.

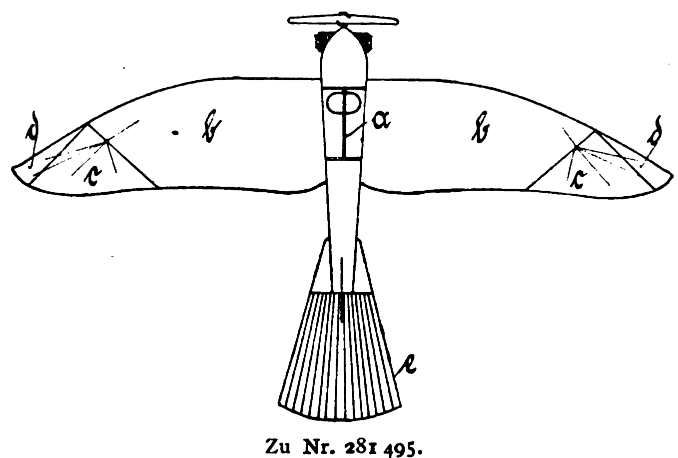
Innerhalb der zu verspannenden Steuer- oder Tragfläche sind Streben 1 angeordnet, die an die starren Flugzeugteile gelenkig angeschlossen sind und durch die Spanndrähte 2 nach außen gezogen werden. Die Spannung dieser Drähte wird in bekannter Weise durch Spannschlösser 3 geregelt. Die Spanndrähte 2 bilden gleichzeitig die äußerste Begrenzung der auszuspannenden Fläche, so daß der Stoff sowohl die Druckstreben 1 als auch die Drähte 2 umschließt und keinerlei zusätzliche Luftwiderstände auftreten.

Die Gelenke 4, um die die Druckstreben 1 beweglich angeordnet sind, werden zweckmäßig als Kugelgelenke ausgebildet.

281495. Flugmaschine mit an den Enden der Tragflächen angeordneten und um eine zur Flugrichtung schräge Achse drehbaren Stabilisierungsflächen. Hermann Gustav Adolf Ehrler in Oberglashütte, Amt Meßkirch i. B.

Die Tragflächen b besitzen an den Enden um eine zur Flugrichtung schräge Achse drehbare Stabilisierungsflächen, welche hinter dem Schwerpunkt der Maschine angeordnet sind und aus zwei im Winkel zusammenstoßenden, fest miteinander verbundenen Teilen c und d bestehen. Von diesen ist der innere Teil c schräg nach oben und rückwärts geneigt und dient zur Erhaltung der Längsstabilität. In geringem Maße beeinflußt er auch die Seitenstabilität.

Der äußere Teil *d* bezweckt die selbsttätige Aufrechterhaltung der Seitenstabilität. Er ist zu diesem Zweck seitlich nach unten geneigt, so daß er während des Fluges einen Kopfdruck erhält, wodurch der Flug ein viel ruhigerer und sicherer wird. Der Flieger braucht daher unter normalen Verhältnissen seine Aufmerksamkeit der Erhaltung der Stabilität weniger zuzuwenden und wird dadurch entlastet.

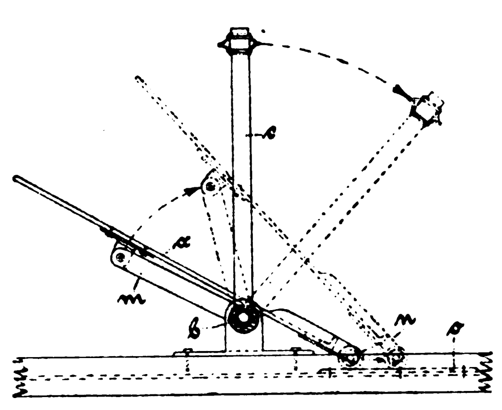


Zu Nr. 281 495.

Bei sehr starken, böigen Winden kann die Wirkung der vereinigten Stabilitätsflächen *c* und *d* in bezug auf die selbsttätige Längs- und Seitenstabilität durch Verstellung derselben noch verstärkt werden. Ebenso können die Flächen zur Steuerung der Maschine Verwendung finden. Eine gleichzeitige entgegengesetzte Verstellung der rechten und der linken Stabilitätsflächen hat eine Veränderung der Seitenrichtung, gleichzeitige Verstellung im gleichen Sinne eine Veränderung der Höhenrichtung zur Folge. Zur Unterstützung der letzteren Wirkung kann gegebenenfalls noch die in bekannter Weise gelenkig mit dem Körper *a* verbundene Schwanzfläche *e* benutzt werden.

281496. Pedalsteuerung für Flugzeuge. August Euler in Frankfurt a. M.

An den Enden der auf einem Rohr gelagerten Wellen *b* sitzt je ein senkrechter Hebel *c*, deren Enden durch Drahtzüge untereinander und mit den Steuern verbunden sind.



Zu Nr. 281 496.

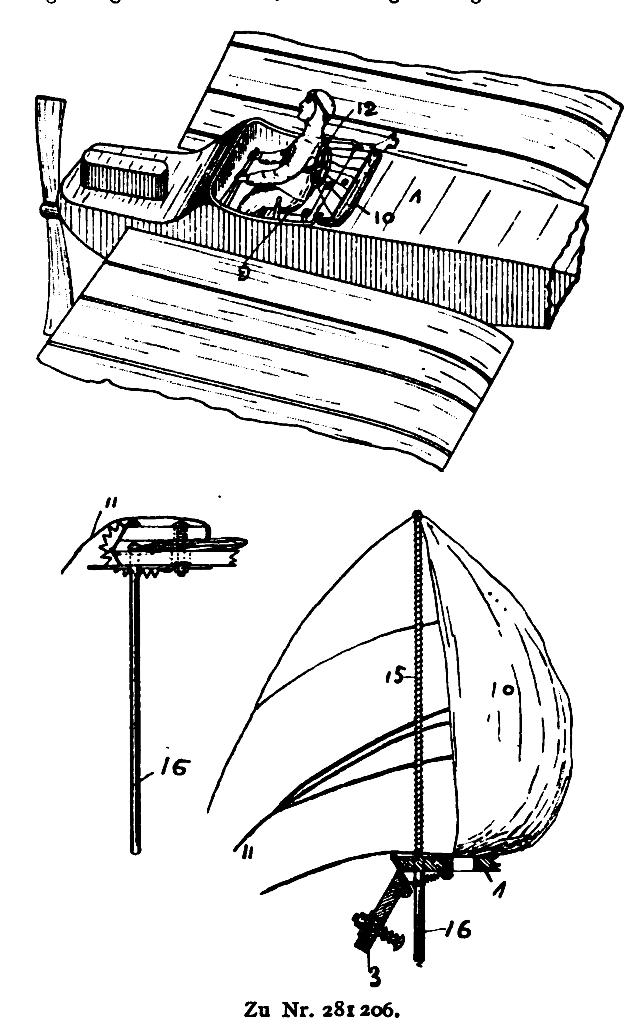
Das Pedal *a* ist zur Aufnahme des ganzen Fußes gebaut und greift unter Vermittelung eines gelenkig an ihm befestigten Zwischenhebels *m* an der zu drehenden Welle an.

Bei normaler Lage des Fußes liegt das Pedal *a* auf dem Hebel *m* und auf der Achse *b* auf und ebenso beim Herabdrücken des Pedals; der Haken des Pedals ist jedoch mit einer Rolle *n* versehen, die auf einer auf dem Boden des Gestells gelegenen Platte *o* aufliegt und auf dieser gleiten kann. Wird z. B. das linke Pedal *a* herabgedrückt, so geht das andere Pedal hierbei hoch, behält aber hierdurch, indem es sich auf den Endpunkt des Hilfshebels *m* und die Platte *o* stützt, eine für den Fuß bequeme und demnach sichere Lage.

281206. Vorrichtung zum plötzlichen Öffnen eines Fallschirms. Richard Mikkeleitis und Willy Löwenberg in Berlin.

Der Flieger wird mit dem Fallschirm durch Bänder o. dgl. verbunden. Gerät er in die Gefahr, daß das Flugzeug aus irgendeinem Grunde abstürzt, so löst er eine Sperrvorrichtung, der bis dahin aufgetuchte oder sonstwie gesichert gelagerte Stoff des Schirmes wird zum Teil durch besondere Einrichtungen gespreizt, so daß die Luft oder der beim Stürzen auftretende Zug den Schirm vollständig entfaltet und den Flieger aus dem Flugzeug herauszieht.

Hinter dem Flieger ist auf dem Flugzeugkörper 1 durch ein Gelenkband eine Deckleiste 3 von größerer Abmessung angebracht, die durch einen Stift, in den ein anderer Stift eingreift, gehalten wird. Der Stift steht unter Wirkung einer Feder; desgleichen ist an der Leiste 3 eine Feder angebracht, die ihrerseits wieder mit dem Flugzeugdeckel 1 befestigt wird. Wird nun der Stift durch eine Schnur 9 o. dgl. aus der Bohrung des Bolzens herausgezogen, so schnellt die Leiste 3 durch Wirkung der Feder hervor, wobei der Bolzen durch die Wirkung der Feder zurückgezogen wird, so daß die Lage eingenommen wird, die in Fig. 2 dargestellt ist. Unter-



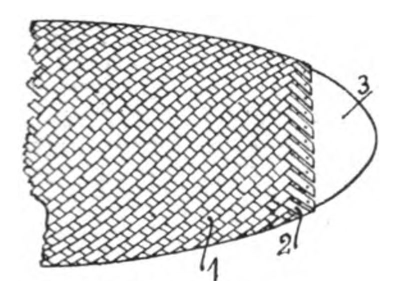
Zu Nr. 281 206.

halb der Leiste 3 wird der zusammengelegte Fallschirm 10 festgehalten. An dem Fallschirm sind Bänder 11 befestigt, die mit dem Fallschirmring 12 verbunden sind. Dieser ist seinerseits wieder durch Gurte oder Bänder mit einem Gürtel verbunden, der dem Flieger umgeschnallt wird. An drei verschiedenen Punkten des Fallschirmes sind Stäbe 15 befestigt, die aus Stahlrohren oder einem sonstigen festen Stoff bestehen können. Die Stäbe sind in Röhren 16 geführt und stehen unter Wirkung der Federn. Diese Stäbe 15 werden durch die Deckleiste 3 in den Röhren 16 gehalten. Wird nun durch die Schnur 9 im Augenblick der Gefahr der Stift aus der Bohrung des Bolzens herausgezogen, so klappt die Leiste 3 um, die Stangen 15 schnellen unter der Wirkung der Federn hervor, und der Schirm wird zum Teil gespreizt. Die gespreizte Fläche wird nun infolge des Luftzuges vollkommen zur Entfaltung gebracht und der Flieger infolgedessen aus dem Flugzeug herausgerissen, so daß dieses ohne ihn abstürzt, während der Flieger mit dem Fallschirm langsam zur Erde gleitet. Die Stangen 15 sind nur an dem Fallschirm befestigt, so daß sie aus den Röhren mit dem oberen Teil der Federn herausgezogen werden.

280862. Luftschiffhülle aus miteinander verflochtenen, schraubenlinienartig verlaufenden Streifen oder Bändern. John Rudolf Gammeter in Akron, Ohio.

Die Hülle wird aus miteinander verflochtenen, schraubenlinienartig rechts und links verlaufenden Längsstreifen 1, 2 gebildet, die so dicht miteinander verflochten sind, daß keine Lücken bleiben, und die nur an den Enden des Tragkörpers durch eine Kappe 3 in ihrer gegenseitigen Lage gesichert sind. Der Vorteil solcher

Hüllen besteht darin, daß bei ungewöhnlicher Zunahme des Druckes im Gasbehälter die Hülle ein Zusammenziehen in der Richtung der größeren Achse gestattet, während eine entsprechende Ausdehnung in der Umfangsrichtung stattfinden kann, so daß der Kubikinhalt zunehmen kann, ohne daß die Oberfläche vergrößert wird. Sobald der Druck im Gasbehälter wieder abnimmt, wird die



Zu Nr. 280 862.

Hülle allmählich ihre ursprüngliche Form wieder annehmen. Eine solche Hülle ist also da von besonderem Vorteil, wo ungewöhnliche Druckänderungen zu erwarten sind. Bei starken Abkühlungen wird die Hülle nicht schrumpfen. Es mag noch hervorgehoben werden, daß das Gewicht der Hülle kleiner ist als das mancher anderen aus verstärkten Geweben hergestellten Hülle und dabei sehr kräftig, dauerhaft und zuverlässig ist, so daß die in der Hülle eingeschlossenen Gasbehälter aus äußerst leichtem und elastischem Material gemacht werden können.

Durch die Hülle wird ferner der Einfluß von Temperaturwechseln auf die Gasbehälter verzögert, so daß bei schnell aufeinanderfolgenden Temperaturwechseln die Gasbehälter kaum beeinflußt werden, während bei länger andauernden Temperaturen die Ausdehnung oder Zusammenziehung der Gasbehälter durch die Hülle mehr oder weniger ausgeglichen wird.

281 745. Verfahren zur Verhütung der schädlichen Wirkung der Verdrehung von langgestreckten Ballonhüllen unter Gasdruck. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Siemensstadt b. Berlin.

Die Stoffbahnen, aus denen Hüllen für langgestreckte Ballone zusammengesetzt werden, bestehen aus mehreren Schichten, deren Kettenfäden teils längs, teils diagonal verlaufen. Die Dehnbarkeit jedes Stoffes ist nun in der Schußrichtung bedeutend größer als in der Kettenrichtung, so daß eine Hülle, bei der die Diagonalschichten schraubenförmig um den Ballon verlaufen, infolge der Innenpressung in der Richtung der Schußfäden der Diagonalschicht sich stärker dehnt, als in der Richtung der Kettenfäden und daher sich schraubenförmig verdreht. Die Verdrehung hat zur Folge, daß die an der Ballonhülle befestigten Teile, besonders die an den Enden liegenden, wie Steuerflächen, Stabilisierungsflächen, Befestigungsgurte, sich verschieben und die Gleichgewichtsverhältnisse des Ballons gestört werden.

Gemäß der Erfindung werden die schädlichen Wirkungen der Verdrehung dadurch aufgehoben, daß die Stoffbahnen, aus denen die Ballonhülle hergestellt werden soll, in dem der Verdrehung entgegengesetzten Sinne schraubenförmig zugeschnitten werden. Das Zuschneiden kann mit Hilfe entsprechend gekrümmter Schablonen oder auch mit Hilfe gerader Schablonen erfolgen. Im letzteren Falle wird der Ballonstoff während des Aufzeichnens oder Ausschneidens der Schablone so gezerrt, daß er sich nach Aufhebung der Zerrung schraubenförmig verzieht.

Durch das Zerren erhält die Diagonalschicht in der Richtung der Schußfäden eine Spannung, die der Verdrehung des Luftschiffkörpers entgegenwirkt.

281 744. Luftschiffhülle aus diagonaldubliertem Ballonstoff. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Siemensstadt b. Berlin.

Die Stoffschicht ist mit längsverlaufenden Kettenfäden vor dem Aufkleben der Schicht mit diagonalverlaufenden Kettenfäden schräg gezerrt, derart, daß bei Beanspruchung der Hülle durch den Innendruck das Drehbestreben der Diagonalschicht durch ein entgegengesetztes Drehbestreben der Längsschicht aufgehoben wird.

280 810. Flugdrache mit schwimmfähigem Rumpf und unter dem Rumpf liegenden schrägen Hubplatten. Joseph Hofmann in Genf.

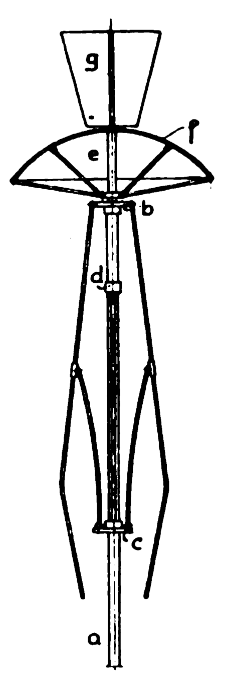
Das Flugzeug ist mit schwimmfähigem Rumpf und unter dem Rumpf liegenden schrägen Hubplatten ausgerüstet. Der Propeller hat zum Schwerpunkt der Maschine eine solche Lage, daß der Propeller, um das Auftreten unausgeglichener Massen und Widerstandsmomente zu vermeiden, beim Beginn des Abflugs vom Wasser in Luft und Wasser gleichzeitig arbeiten muß.

281 680. Ballastsack für Luftfahrzeuge. Max Benrowitz in Königsberg i. Pr.

Der Ballastsack besteht aus einem in sich steifen Stoff, wie Kokosstoff, und besitzt oben an seinem offenen Ende einen Verschluß aus weichem Stoff, der an der Innenseite des oberen Endes des Sackes befestigt ist, und dessen freies Ende durch einen Schnurzug zusammengezogen werden kann, wodurch dann der Verschluß bewirkt wird.

281 719. Fallschirmeinrichtung. Ernst Rabethge in Neukölln. — Über dem an sich bekannten, regenschirmartig zusammenklappbaren Hauptfallschirm ist ein nicht zusammenklappbarer Hilfsschirm *f* angeordnet, der mittels einer in dem hohlen Schirmstock *a* geführten Stange *e* die Schirmnabe *c* beim Absprung hochzieht und so den Hauptschirm entfaltet.

Über dem Hilfsschirm sind vertikale Dämpfungsflächen *g* angeordnet.



Zu Nr. 281 719.

281 087. Bombenabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge. Dipl.-Ing. Johann Schütte in Danzig-Langfuhr.

Die an einem beweglichen Halteteil aufgehängte Bombe wird durch die Druckwirkung der Explosionsgase eines Pulversatzes auf den beweglichen Halteteil oder Zwischenmechanismen ausgelöst. Der bewegliche Halteteil kann gegen ungewollte Verschiebung durch Verriegelung mit seinem Führungskörper gesichert werden. In der Verriegelungsstellung ist der Explosionsraum mit der Außenluft verbunden, so daß die Gase nicht auf den beweglichen Halteteil einwirken können. Wenn die Entzündung des Pulversatzes auf elektrischem Wege erfolgt, so ist ferner in der Verriegelungsstellung der Zündstromkreis unterbrochen.

283 478. Flugzeug mit einem aufrichtbaren Hilfspropeller. Theophil Häner in Zürich. — Der Hilfspropeller wird beim Aufrichten in senkrechte Stellung seiner Welle mit der Welle des Vortriebspropellers gekuppelt und soll diesen auch nach dem Versagen des Motors antreiben, da der Hilfspropeller durch das Fallen des Flugzeuges in Umdrehung versetzt wird.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001—6002.

Auszeichnung: Unserem Mitglied, dem General der Kavallerie Exzellenz Graf von Zeppelin, hat der König von Württemberg die Schwerter zum Großkreuz des Ordens der Württembergischen Krone verliehen.

Verlegung der Geschäftsstelle: Die Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt wird in den ersten Tagen des Septembers nach Charlottenburg, Dahlmannstr. 34 (am Bahnhof Charlottenburg), verlegt Telephon bleibt Amt Steinplatz, 6001. Die Verringerung der laufenden Unkosten an Miete, Personal etc. ließ einen Wechsel der Wohnung während des Krieges ratsam erscheinen.

Aufforderung

betr. Jahrbuch 1915/16.

Zur Erlangung einiger größerer wissenschaftlich technischer Arbeiten aus dem Gebiet der **Luftfahrt** bitten wir unsere verehrlichen Mitglieder, uns geeignete Manuskripte unter Angabe der Druckbedingungen möglichst bald einzusenden.

Die Originalarbeiten dürfen noch nicht an anderer Stelle veröffentlicht sein. Die Veröffentlichung im Jahrbuch der W. G. L. erfolgt sofort.

Der Geschäftsführer: Bejeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART
Ing. PAUL BEJEUHR, BERLIN
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Gh.Hofr.Dr.S.FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SEPPELER, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING., LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 25. September 1915. | Heft 17 u. 18.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. — 25. September 1915. — Heft 17 und 18.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

20. Ähnlichkeitsuntersuchungen an Ballonmodellen und Versuche über den Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit.

Als zweite Versuchsreihe der systematischen Ähnlichkeitsuntersuchungen wurde eine Serie von vier Ballonmodellen untersucht. Die Modelle hatten die in Fig. 158 dargestellte Form, welche bei den früheren Messungen von G. Fuhrmann den geringsten Luftwiderstand ergab, und waren nach dem galvanoplastischen Verfahren aus Kupfer hergestellt. Die Oberfläche wurde erst sorgfältig mit Schmiergel geglättet und hierauf mit einem dünnen Anstrich von Zaponlack versehen, um das Oxydieren zu verhindern. Die Hauptspantdurchmesser waren 93,6, 132,1, 188,7 und 268,8 mm. Die Messungen wurden im Luftstrahl bis zu einer Luftgeschwindigkeit von 23 m/sek ausgeführt. Die Ergebnisse dieser Messungen sind in Fig. 159 durch die stark ausgezogenen Linien wiedergegeben. Dabei ist die Luftwiderstandszahl ψ, bezogen auf den Querschnitt des Hauptspantes, als Funktion der Reynoldsschen Zahl $R = \frac{vd}{\nu}$ aufgetragen[1]). Nach dem Ähnlichkeitsgesetz müßten nun die Widerstandszahlen der verschiedenen Modelle sämtlich auf einer Kurve liegen, was bei uns nicht der Fall ist; vielmehr hat jedes Modell einen eigenen Verlauf der ψ-Werte. Der Grund dieser Abweichung ist vor allem darin zu erblicken, daß es nicht möglich war, genau ähnliche Modelle herzustellen. Es entstehen bei der praktischen Herstellung dieser Körper immer kleine Abweichungen von der gewünschten Form; die Versuche zeigen, daß solch kleine Gestaltänderungen einen unerwartet großen Einfluß auf den Widerstand der Körper ausüben können. Ferner ergibt sich ebenso wie bei den früheren Messungen, daß die Widerstandsziffer mit zunehmender Reynoldsscher Zahl sehr stark abnimmt. Bei großen Reynoldsschen Zahlen scheint wieder eine Vergrößerung von ψ einzutreten. Der starke Abfall des Widerstands-

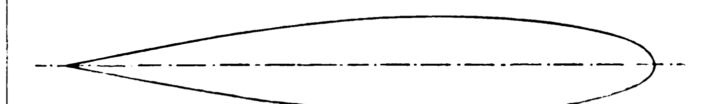


Fig. 158. Form der untersuchten Modelle.

koeffizienten mit wachsender Geschwindigkeit entspricht dem Übergang von laminarer in turbulente Strömung, der bei den Kugeln zuerst beobachtet wurde[1]). Bei Reynoldsschen Zahlen über 200000 besteht die turbulente Strömungsform. Die Luftgeschwindigkeit konnte nicht so weit erniedrigt werden, um noch die Werte des laminaren Zustandes zu erreichen.

Die Modelle wurden hierauf mit Ballonstoff überzogen, dessen rauhe, ungummierte Seite nach außen gekehrt war, und nun von neuem der Widerstand gemessen. Die Ergebnisse sind durch die gestrichelten Linien dargestellt. Die Erfüllung des Ähnlichkeitsgesetzes darf hier nicht erwartet werden, da zu den vier Modellen derselbe Stoffüberzug genommen wurde und daher die Rauhigkeiten der Oberfläche nicht geometrisch

[1]) Vgl. L. Prandtl, Der Luftwiderstand von Kugeln, Nachrichten der Kgl. Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen 1914, oder Mitt. d. Gött. Mod.-Vers.-Anst., diese Zeitschr. 1914, S. 140.

[1]) Vgl. Der Luftwiderstand von Kugeln, a. a. O.

ähnlich mit der Modellgröße waren. Bemerkenswert ist jedoch der vollständig andere Verlauf der ψ-Kurven, die zum Unterschied von den Modellen mit blanker Oberfläche, mit wachsender Reynoldsscher Zahl zunächst sehr stark anwachsen und dann einen unregelmäßigen, wellenförmigen Verlauf nehmen.

Der Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit wurde an dem Modell III (188,7 mm Durchmesser) noch näher studiert. Es wurden zunächst die über die Oberfläche des Stoffes vorstehenden dünnen Fasern mittels einer rasch darüber hinweggeführten Flamme abgebrannt und von neuem der Widerstand bestimmt. Das Resultat ist sehr merkwürdig (vgl. Fig. 160). Der Widerstandskoeffizient, der bei kleinen Geschwindigkeiten ganz erheblich geringer geworden ist, steigt nun auf den 2,5 fachen Betrag bei der größten uns zur Verfügung stehenden Geschwindigkeit. Der Stoffüberzug des Modelles wurde hierauf nach dem bei Flugzeugbespannungen üblichen Verfahren mit Cellon-Emaillit[1]) präpariert. Die normale Behandlung mit Cellon-Emaillit erfordert drei Anstriche mit Cellon-Emaillit A, hierauf Abreiben mit feinem Schmiergelpapier, dann weitere

[1]) Das Material wurde uns von der Firma V. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg, in zuvorkommendster Weise kostenlos überlassen, wofür wir auch hier nochmals unseren besten Dank aussprechen.

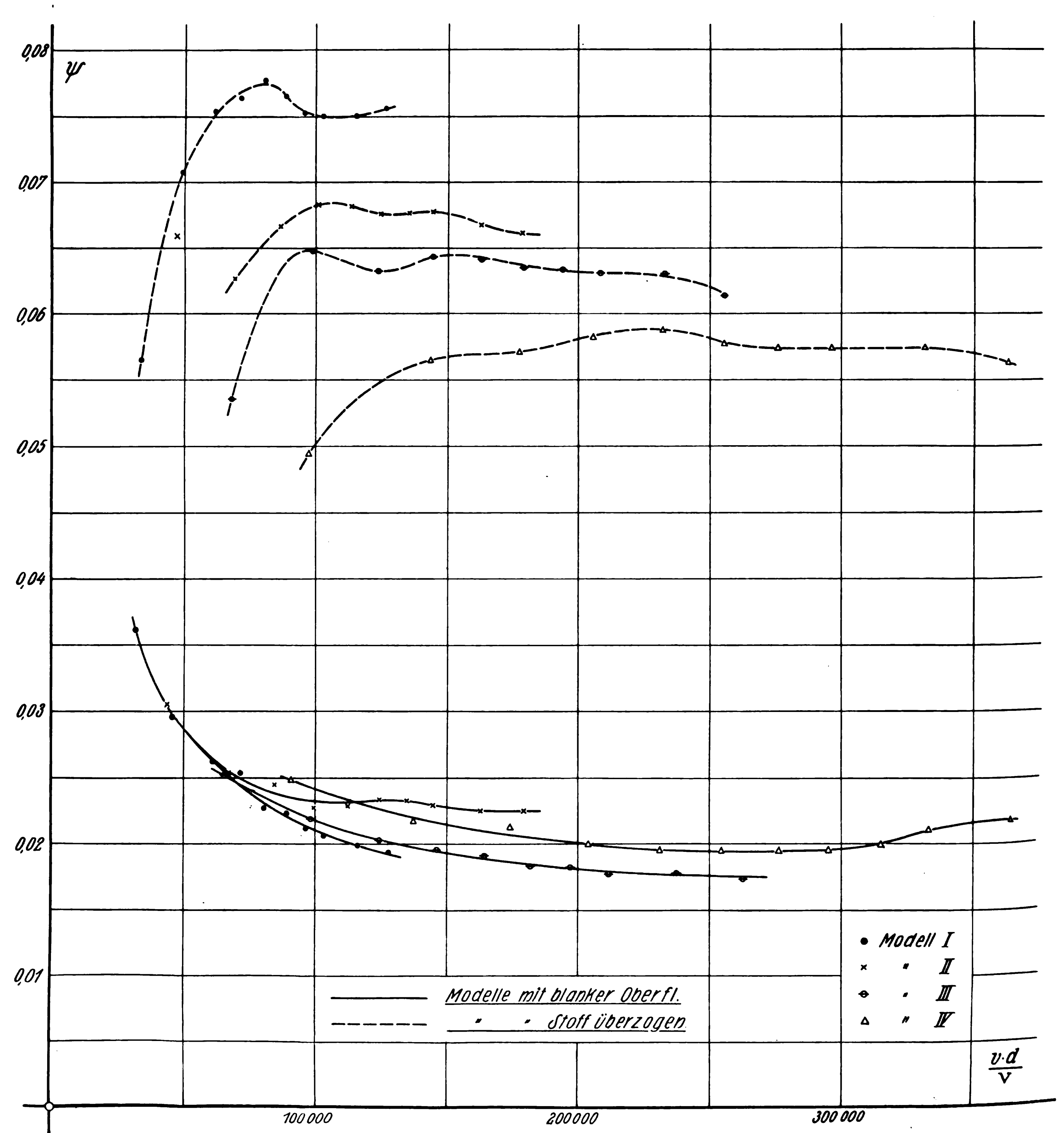


Fig. 159. Widerstandszahlen der vier Ballonmodelle.

zwei Anstriche mit Cellon-Emaillit B. Durch diese Behandlung sind die Widerstandswerte noch kleiner geworden wie bei dem Modell mit blanker Kupferoberfläche. Schließlieh wurde das so behandelte Modell mit einem Anstrich von Hochglanz-Emaillitlack versehen, wodurch eine spiegelglatte Oberfläche erreicht wird. Eine Verringerung des Widerstandes wird in unserem Geschwindigkeitsbereich nur bei Reynoldsschen Zahlen unter 160000 erzielt. Bei den großen Geschwindigkeiten verläuft die ψ-Kurve wieder etwas höher.

C. Wieselsberger.

welche von den beiden Anordnungen für eine Versuchsanstalt die günstigere ist. Außer den Scheiben wurden auch drei ebene Tragflächen im freien Strahl und im Kanal untersucht. Eine wesentliche Rolle spielt bei den vorliegenden Untersuchungen die Art der Geschwindigkeitsmessung des Luftstromes.

Die Messungen konnten bis zu einer Luftgeschwindigkeit von rd. 23 m/sek ausgedehnt werden, was durch eine in den großen Versuchskanal eingesetzte, achteckige Düse von 1015 Millimeter Durchmesser erreicht wurde[1]). Die Durchmesser der Scheiben waren so gewählt, daß die Fläche der einen Scheibe

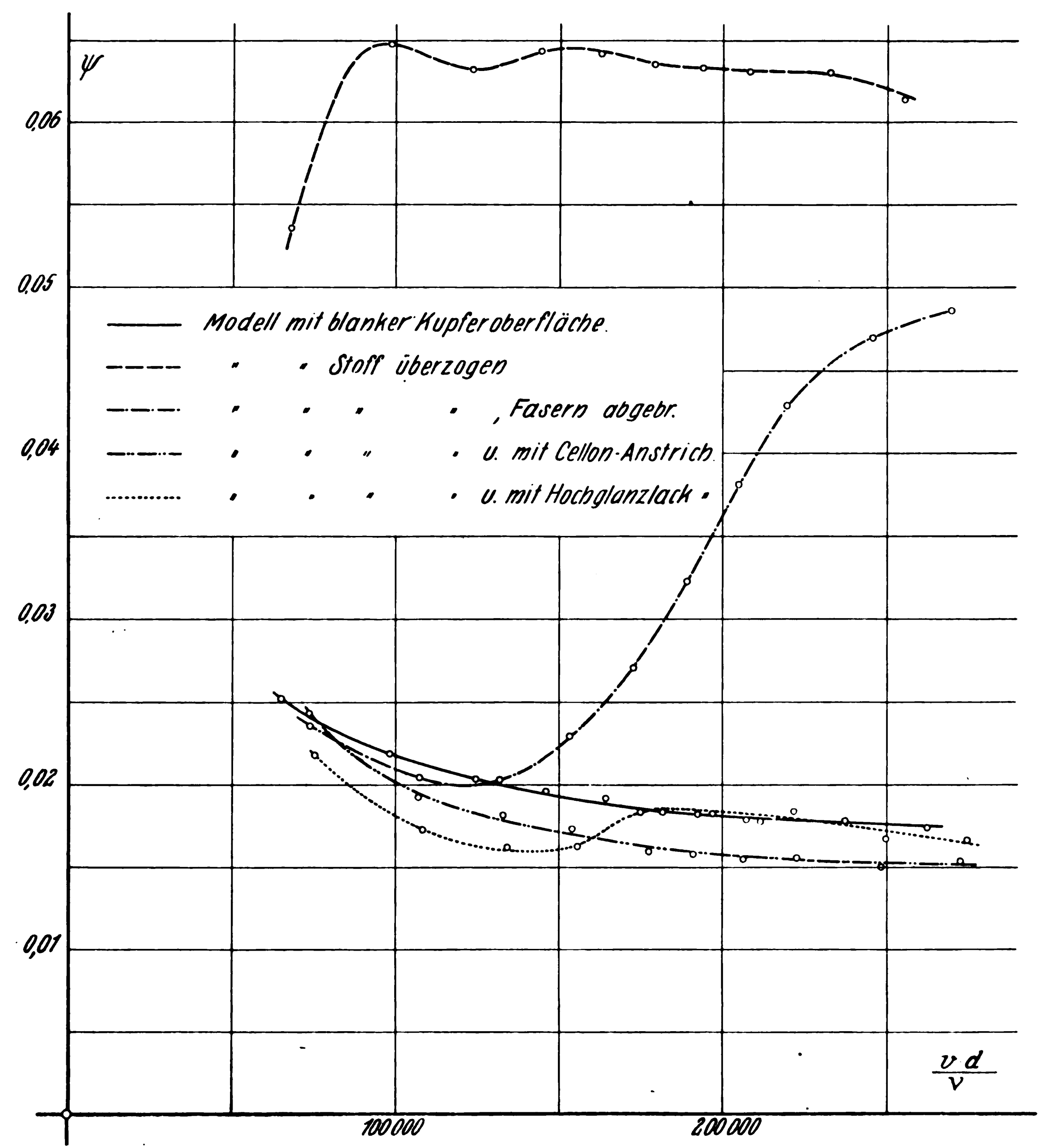


Fig. 160. Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit. Messungen an Modell III.

21. Untersuchungen mit kreisrunden Platten und ebenen Tragflächen. Widerstandsmessungen im freien Luftstrahl und im Kanal.

In Fortsetzung der Versuche zur Klärung des Ähnlichkeitsgesetzes beim Luftwiderstande wurden nun eine Reihe kreisrunder Platten von verschiedener Größe untersucht, die senkrecht zum Luftstrom gestellt waren. Bei dieser Gelegenheit schien es angezeigt, die Versuche noch nach einer anderen Richtung hin auszudehnen, nämlich zu untersuchen, welche Unterschiede sich zwischen den Messungen in einem freien Luftstrahl und in einem Kanal ergeben, vor allem um zu sehen, stets doppelt so groß war wie bei der vorhergehenden Scheibe. Zur Untersuchung gelangten sieben Platten von 70,7, 100,2, 141,7, 199,6, 282,0, 400,0 und 564,0 mm Durchmesser. Die Dicke der Platten betrug 1,6 mm, die Ränder waren scharfkantig. Die Entfernung der Platten von der Mündung der Düse war während der Messung rd. 0,5 m. Die Ergebnisse wurden in der Weise dargestellt, daß die Widerstandsziffer ψ der Luftwiderstandsgleichung

$$W = \psi \cdot \varrho F v^2$$

[1]) Vgl. L. Prandtl, Bericht über die Tätigkeit der Göttinger Mod.-Vers.-Anst., Jahrb. d. Luftfahrzeug-Gesellschaft 1912/13.

(W = Luftwiderstand, ϱ = Luftdichte, F = Flächeninhalt der Platten, v = Windgeschwindigkeit) als Funktion der Reynoldsschen Zahl $R = \frac{v \cdot d}{\nu}$ (d = Plattendurchmesser, ν = kinematische Zähigkeit) aufgetragen wurde.[1]) Das Reynoldssche Ähnlichkeitsgesetz verlangt dann, daß für verschieden große Scheiben bei derselben Reynoldsschen Zahl die Widerstandszahlen die gleichen sind. Dies wird nur der Fall sein, wenn der Scheibendurchmesser klein ist im Verhältnis zum Durchmesser des Luftstromes, in dem die Messungen vorgenommen werden.

Die Widerstandsmessungen wurden zunächst im freien Luftstrahl vorgenommen, wobei die Windgeschwindigkeit an der Düsenmündung bestimmt wurde. Hierbei wurde der Staudruck durch ein an der Mündung der Düse befindliches Hackenrohr gemessen, während der andere Schenkel des Mikromanometers mit der in der Umgebung des Strahles anwesenden ruhigen Luft in Verbindung stand. Die Ergebnisse dieser Messungen sind nach der oben erwähnten Art in Fig. 161 dargestellt. Die Widerstandsziffer ψ ergibt sich hierbei für die drei kleinen Platten mit ziemlicher Genauigkeit als die gleiche.

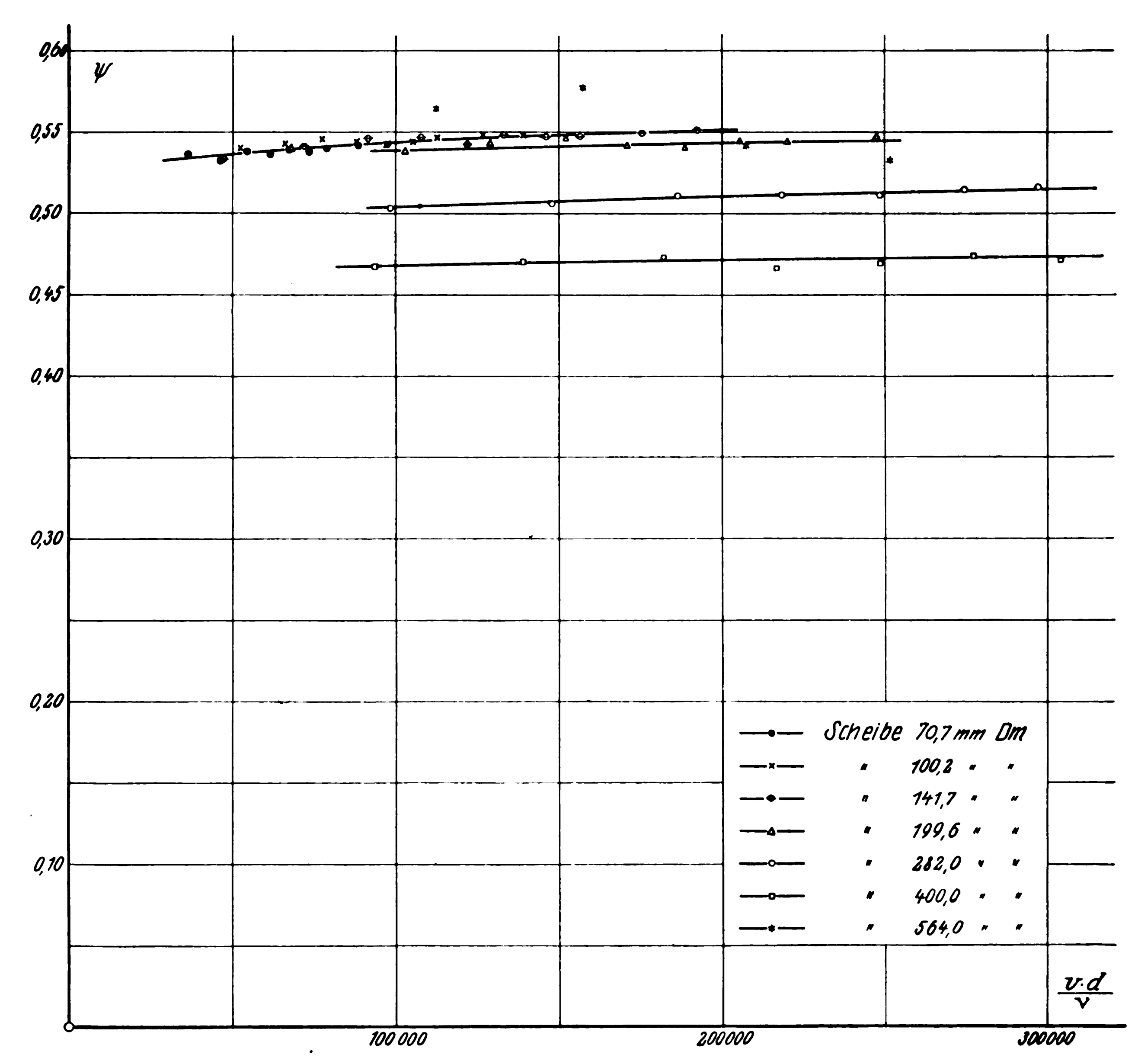


Fig. 161. Widerstandsziffern der Scheiben im freien Luftstrahl. Geschwindigkeitsmessung durch Messung des Staudruckes an der Mündung der Düse.

Ist dagegen der Plattendurchmesser von derselben Größenordnung wie der Durchmesser des Luftstromes, so tritt eine Beeinflussung der Strömung um die Scheibe ein und damit eine Änderung des Widerstandskoeffizienten. In diesem Falle kann das Ähnlichkeitsgesetz nicht mehr erfüllt sein; vielmehr gibt der Unterschied zwischen den Widerstandsziffern, der sich bei großem und bei kleinem Plattendurchmesser herausstellt, ein Maß für die Beeinflussung infolge der beschränkten Größe des Luftstromes.

[1]) Vgl. L. Prandtl, Bemerkungen über Dimensionen und Luftwiderstandsformeln, diese Zeitschr. 1910, S. 157, ferner L. Prandtl, Der Luftwiderstand von Kugeln, Nachrichten der Kgl. Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, oder Mitt. 16 der Gött. Mod.-Vers.-Anst., diese Zeitschr. 1914, S. 140.

Für diese Plattengrößen ist daher in unserem Falle das Ähnlichkeitsgesetz erfüllt, und es tritt durch die endliche Größe des Luftstromes noch keine merkliche Störung ein. Für die größeren Platten hingegen ergibt sich, wie aus der graphischen Darstellung ersichtlich, eine starke Abnahme des Widerstandskoeffizienten mit zunehmendem Plattendurchmesser, die auf eine erhebliche Störung des Strömungsverlaufes schließen läßt. Die geringe Änderung von ψ bei den einzelnen Platten mit wachsender Reynoldsscher Zahl läßt erkennen, daß für kreisrunde Platten annähernd das quadratische Luftwiderstandsgesetz gültig ist.

Bei den eben besprochenen Messungen wurde die Luftgeschwindigkeit auch mittels eines Staugerätes gemessen, welches seitlich hinter den Platten aufgestellt war. Bezieht man nun die Widerstandszahl ψ auf diese Geschwindigkeit,

0,60
ψ
0,55
0,50
0,45
0,40
0,35
0,30
0,20
0,10

Scheibe 70,7 mm Dm.
" 100,2 " "
" 141,7 " "
" 199,6 " "
" 282,0 " "
" 400,0 " "
" 564,0 " "

$\frac{v \cdot d}{\nu}$

100000
200000
300000

Fig. 162. Widerstandszahlen der Scheiben im freien Luftstrahl. (Geschwindigkeitsmessung mittels Staugerät hinter dem Objekt.)

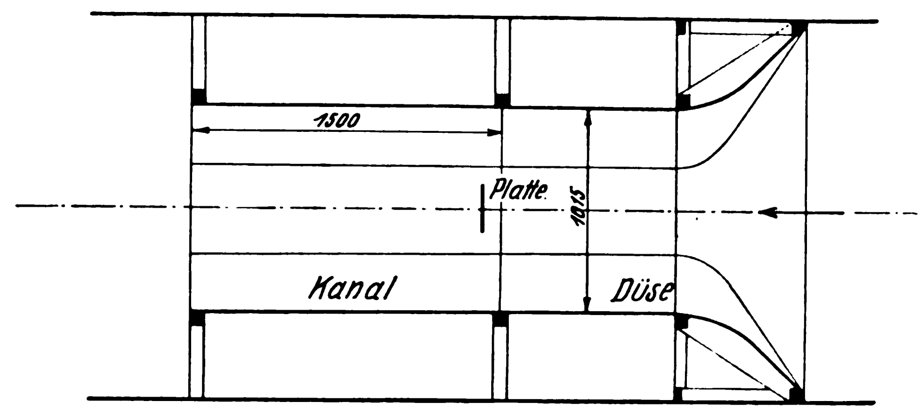


Fig. 163. Düse mit anschließendem Kanal.

so ergeben sich, als Funktion der Reynoldsschen Zahl, die in Fig. 162 dargestellten Werte von ψ. Bei den kleinen Plattendurchmessern stimmen diese mit den Werten der Fig. 161 überein. Bei den großen Scheiben ergeben sich, wie zu erwarten war, Abweichungen, da in diesem Falle sich hinter dem Objekt keine Stelle mehr findet, an welcher die Geschwindigkeit ungestört ist.

Um nun den Widerstand der Platten in einem Kanal zu studieren, wurde die Mündung der Düse verlängert und in dem so entstandenen Kanal die Messungen vorgenommen (vgl. Fig. 163). Der Kanal war nicht zylindrisch, sondern nach rückwärts (d. h. in Richtung der Strömung) schwach erweitert, da aus früheren Beobachtungen bekannt war, daß bei einem Kanal mit parallelen Wänden infolge des Anwachsens der Dicke

der Grenzschicht an den Wänden die Geschwindigkeit in Richtung der Strömung zunimmt. Die Erweiterung des Kanals wurde daher so bemessen, daß die Geschwindigkeit in Richtung der Strömung konstant ist, wenn sich kein Modell im Kanal befindet. Bei diesen Versuchen wurde die Luftgeschwindigkeit durch ein Staugerät gemessen, das seitlich hinter dem Objekte aufgestellt war. In Fig. 164 sind die Ergebnisse der Messungen wiedergegeben. Es zeigt sich, daß bei den kleinen Scheiben, wo eine Beeinflussung durch die endliche Größe des Luftstromes nicht stattfindet, dieselben Widerstandswerte wölbten Flächen kann ein ganz geringer Unterschied in der Wölbung zu falschen Ergebnissen führen. Die Messungen wurden bei einer Reihe von Anstellwinkeln und, um nur den Einfluß des endlichen Strahl- bzw. Kanaldurchmessers zu erhalten, bei annähernd der gleichen Reynoldsschen Zahl $R = \frac{v b}{\nu} \backsim 66000$ (b = Flächentiefe) ausgeführt. Es wurde dementsprechend die kleinste Fläche bei rd. 14,7 m/sek, die mittlere bei rd. 9,2 m/sek und die größte Fläche bei rd. 6,8 m/sek Windgeschwindigkeit gemessen. Die Ergebnisse

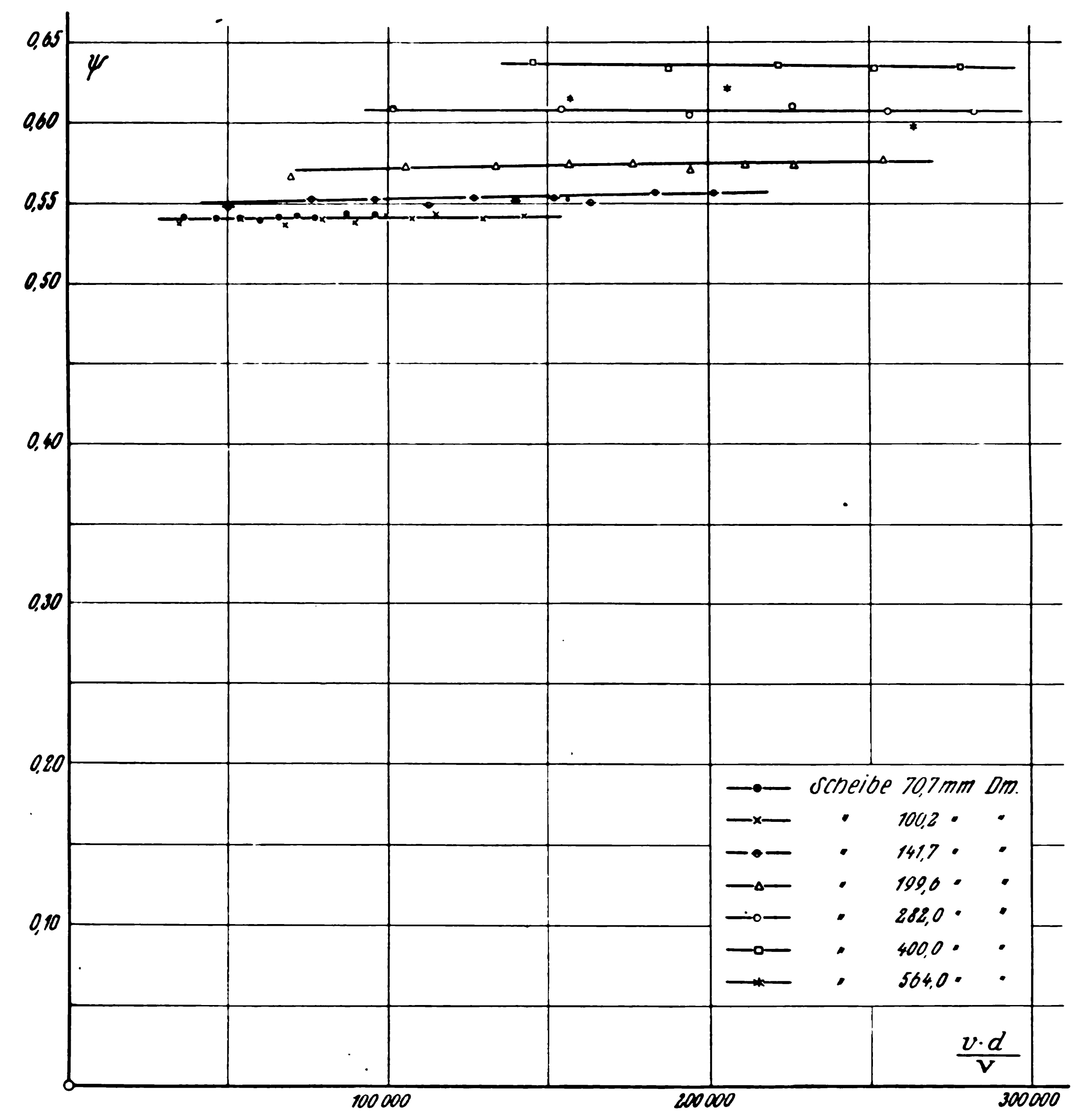


Fig. 164. Widerstandsziffern der Scheiben im Kanal.

wie bei den Strahlmessungen erhalten werden. Bei den großen Platten hingegen tritt eine Beeinflussung im umgekehrten Sinne wie bei den Strahlmessungen auf, indem sich hier die Widerstandsziffern mit zunehmender Plattengröße vergrößern.

Um das Verhalten von Tragflächen im freien Strahl und im Kanal zu prüfen, wurden 3 geometrisch ähnliche, ebene Tragflächen vom Seitenverhältnis 1:4 untersucht. Die Abmessungen der Flächen waren 301,0 × 75,5, 481,0 × 120,3 und 651,0 × 162,7 mm. Die Dicke der Flächen betrug 1,4, 2,0 und 2,7 mm. Vorder- und Hinterkante waren halbkreisförmig abgerundet. Ebene Flächen wurden deshalb gewählt, weil diese am leichtesten ähnlich herzustellen sind. Bei geder Messungen im freien Luftstrahl zeigt Fig. 165. Die Flächen waren dabei rd. 70 cm hinter dem Austritt des Strahles aus der Düse aufgehängt. Die für die Flächen charakteristischen Widerstandsziffern ζ_A und ζ_W sind abhängig vom Anstellwinkel dargestellt. Die Figur zeigt, daß die beiden kleinen Flächen mit großer Genauigkeit dieselben Luftkräfte ergeben; hingegen macht sich bei der größten Fläche ein Einfluß des endlichen Strahldurchmessers bemerkbar, indem sich etwas größere Widerstandszahlen ergeben. Die Messungen im Kanal, die in Fig. 166 enthalten sind, zeigen, daß die endliche Größe des Kanals einen merklich größeren Einfluß auf die Luftkräfte ausübt als die endliche Größe des Strahles. Hier ergibt

bereits die zweitgrößte Fläche einen erheblichen Unterschied gegenüber der kleinsten Fläche. Daß die Widerstandszahlen der kleinsten Fläche richtig wiedergegeben werden, darf man deshalb annehmen, weil diese mit den Resultaten der Strahlmessungen übereinstimmen. Zu beachten ist hier, daß die Abweichungen, im Gegensatz zu den Ergebnissen bei den Scheibenmessungen im Strahl und im Kanal sich im selben Sinne bemerkbar machen. Für zu große Flächen erhält man stets zu große spezifische Luftkräfte, und zwar zeigt sich diese Zunahme bei den Auftriebs- als auch bei den Widerstandskoeffizienten.

Eine dritte Meßreihe wurde schließlich noch vorgenommen, bei der die Vorderkanten der Flächen gerade in der Ebene lagen, durch die Düse ihren Abschluß findet; der anschließende Kanal wurde dabei entfernt. Die Resultate dieses Versuches (Fig. 167) liegen in der Mitte der eben mitgeteilten Ergebnisse. Zwischen den einzelnen Flächen treten Abweichungen auf, die zwar größer sind wie bei den Messungen im Strahl, anderseits aber doch geringere Fehler wie die Kanalmessungen liefern.

Zu erwähnen ist noch, daß die Geschwindigkeit der Luft hier und im ersten Falle (Strahlversuch) durch den Staudruck an der Düsenmündung, bei den Kanalmessungen durch ein Staugerät seitlich hinter den Flächen bestimmt wurde.

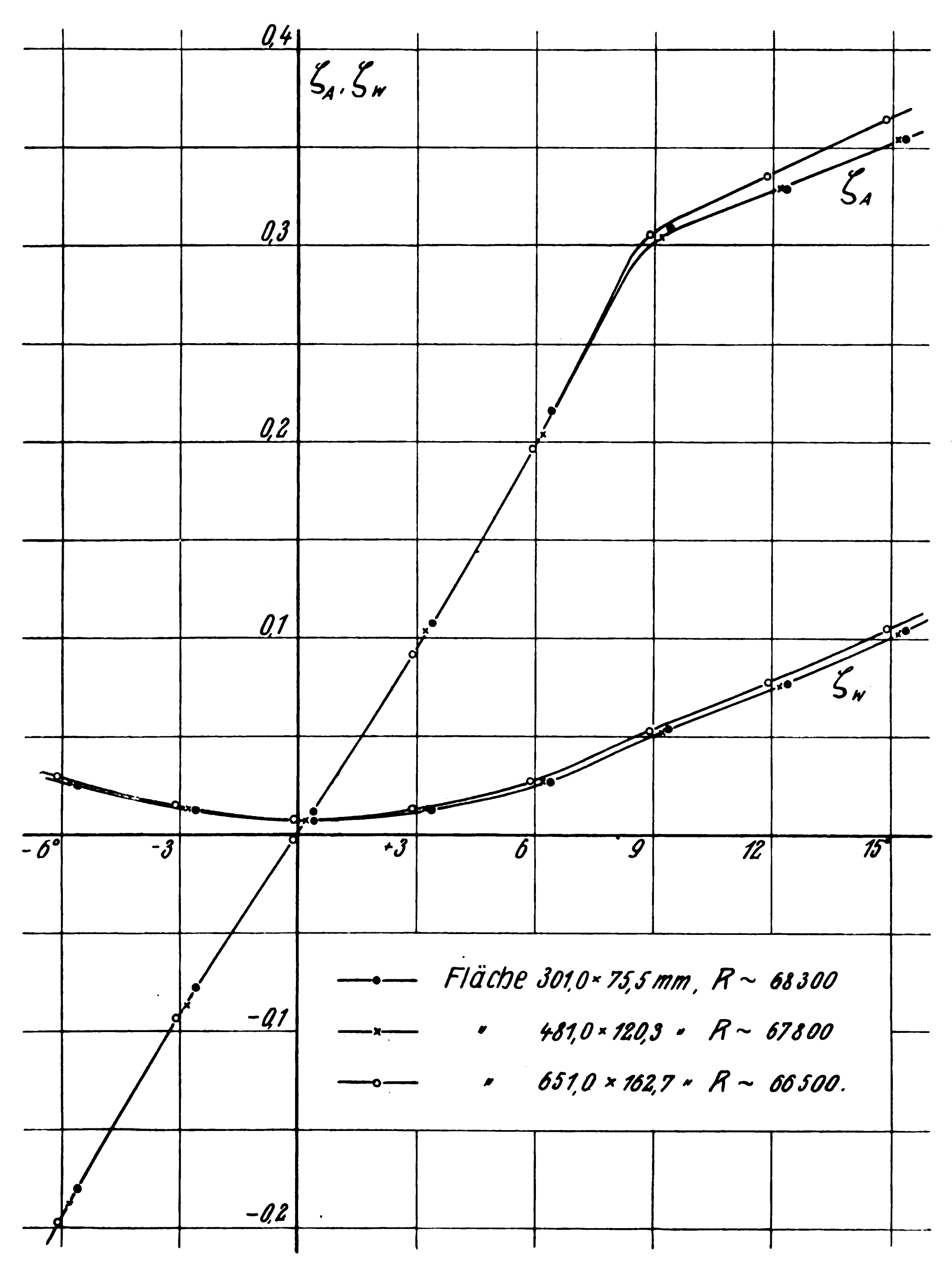


Fig. 165. Auftriebs- und Widerstandszahlen der Tragflächen im freien Strahl.

Wenn wir die Ergebnisse der vorliegenden Versuche kurz zusammenfassen, so läßt sich erkennen, daß das Ähnlichkeitsgesetz bei kreisrunden Platten mit guter Genauigkeit erfüllt wird, vorausgesetzt natürlich, daß störende Einflüsse durch Versuchsobjekte vermieden werden, die im Verhältnis zum Durchmesser des Luftstromes zu groß sind. Aus dem konstanten Verlauf der Widerstandszahlen ψ ersieht man, daß für Scheiben mit guter Annäherung das quadratische Luftwiderstandsgesetz Gültigkeit besitzt. Um zu sehen, wie groß der Plattendurch-

messer im Verhältnis zum Strahl- bzw. Kanaldurchmesser sein darf, ohne eine Störung des Strömungsverlaufes befürchten zu müssen, sind in Fig. 168 (S. 134) für $\frac{vd}{\nu} = 100000$ die Widerstandsziffern abhängig vom Verhältnis: Plattendurchmesser d zum Strahl- bzw. Kanaldurchmesser D aufgetragen. Daraus ist zu ersehen, daß die störende Beeinflussung bei den Strahl- und Kanalmessungen ungefähr bei demselben Verhältnis $\frac{d}{D}$ beginnt, jedoch nachher im entgegengesetzten Sinne verläuft. In unserem Falle machen sich also die Störungen bemerkbar, sobald das Verhältnis $\frac{d}{D}$ den Betrag 0,14 überschreitet. Bei den Tragflächen liegen die Verhältnisse günstiger, wenigstens solange es sich um kleine Anstellwinkel handelt, wie sie für die praktische Flugtechnik in Betracht kommen, und vor allem, wenn die Messungen im freien Strahl vorgenommen werden. Die Strahlmessungen haben ergeben, daß bei einer Spannweite von ungefähr dem halben Strahldurchmesser von einer störenden Beeinflussung nichts bemerkbar ist, und selbst bei noch größeren Flächen sind die Abweichungen im Vergleich zu den Verhältnissen bei den Platten ziemlich gering. Im Kanal machen sich die Störungen allerdings schon früher bemerkbar. Bemerkenswert ist, daß sowohl im Strahl wie im Kanal bei Auftreten von störenden Einflüssen durch die beschränkte Größe des Luftstromes stets Abweichungen im selben Sinne, und zwar zu große Luftkräfte erhalten werden, während bei dem Widerstand der zum Luftstrom senkrechten Platten die Fehler im Strahl und im Kanal entgegengesetzt ausfallen.

Fig. 166. Auftriebs- und Widerstandszahlen der Tragflächen im Kanal.

C. Wieselsberger.



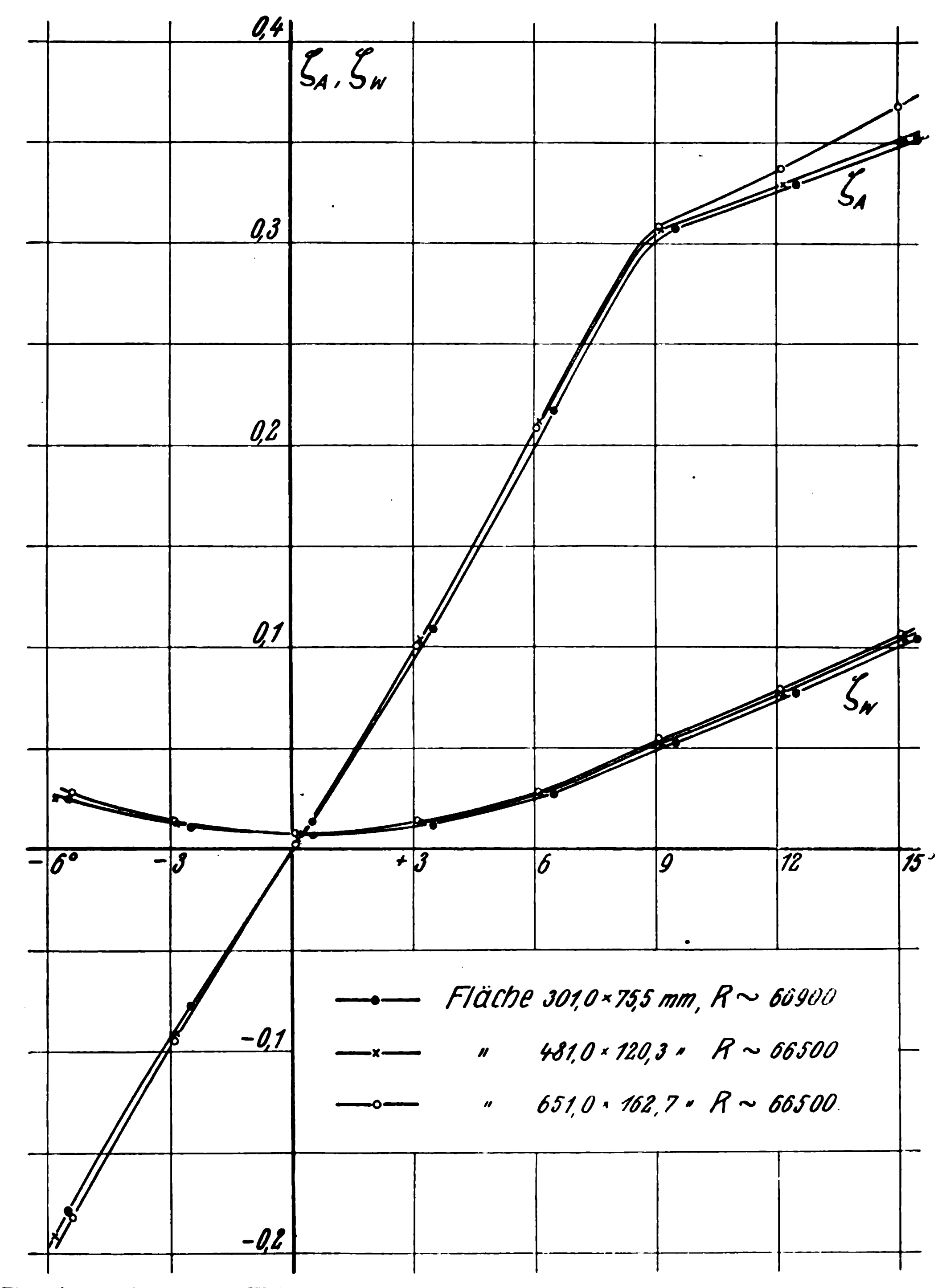


Fig. 167. Auftriebs- und Widerstandszahlen der Tragflächen am Austritt des Strahles aus der Düse.

Die Bedeutung der vertikalen Luftbewegungen für die Luftfahrt.[1])

Von Dr. Paul Ludewig.

I. Erfahrungen der Luftfahrer.

In unserer Vorstellung über die Bedeutung der Hoch- und Tiefdruckgebiete für die Witterungsvorgänge spielen die vertikalen Luftbewegungen eine wichtige Rolle. Wir nehmen an, daß infolge der Druckdifferenz die Luft am Boden aus dem Hoch in das Tief hineinströmt. Im Tiefdruckgebiet selbst kommt dadurch ein Aufsteigen der Luftmassen zustande, die in großen Höhen wieder zum Hochdruckgebiet hinströmen und in ihm hinabsteigend an dem dauernden Kreislauf weiter teilnehmen. Wenn auch infolge der Wirkung der Erddrehung von diesem theoretischen Windverlauf insofern Abweichungen eintreten, als der Wind an der Erdoberfläche nicht auf dem kürzesten Wege, sondern in Spirallinien in das Tief hineinströmt, so bleibt die Tatsache der auf- resp. absteigenden Luftströme im Kern der Tief- und Hochdruckgebiete bestehen. Mit ihrer Existenz hängt die Entstehung der Wolken im Tiefdruckgebiet und die Herrschaft des schönen Wetters im Hochdruckgebiet zusammen.

Diese vertikalen Luftströme haben aber in der Regel eine so geringe Geschwindigkeit, daß ihr direkter Nachweis wohl nur mit Schwierigkeiten zu erreichen sein wird. Sie haben auch auf die praktische Luftfahrt — und dieser Gesichtspunkt soll für die folgenden Ausführungen maßgebend sein — nur indirekt insofern Einfluß, als sie die Ursache für den kommenden Witterungsverlauf bilden. Diejenigen Luftströme aber, die direkt eine große Gefahrenquelle für den Luftfahrer bilden, haben meist eine erhebliche Geschwindigkeit und einen plötzlichen und heimtückischen Charakter.

[1]) Aus »Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie« 1915, Heft 3.

Sieht man die Listen der Unglücksfälle, die die Flugzeugfahrer in den letzten Jahren betroffen haben, durch, so findet man recht häufig als Grund vertikale Luftströme angegeben, und bei vielen Unglücksfällen, bei denen sich eine Ursache nicht mit Sicherheit hat feststellen lassen, wird ihnen ebenfalls die Schuld zuzumessen sein.

Welch große Bedeutung man ihnen in den Kreisen der Luftfahrer beimißt, geht daraus hervor, daß auf der ersten Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik die Bedeutung der vertikalen Luftströmungen als erstes Thema auf die Tagesordnung gesetzt wurde. In der Diskussion haben mehrere Flugzeugführer über ihre Erfahrungen beim plötzlichen Eintreten vertikaler Luftströmungen berichtet.

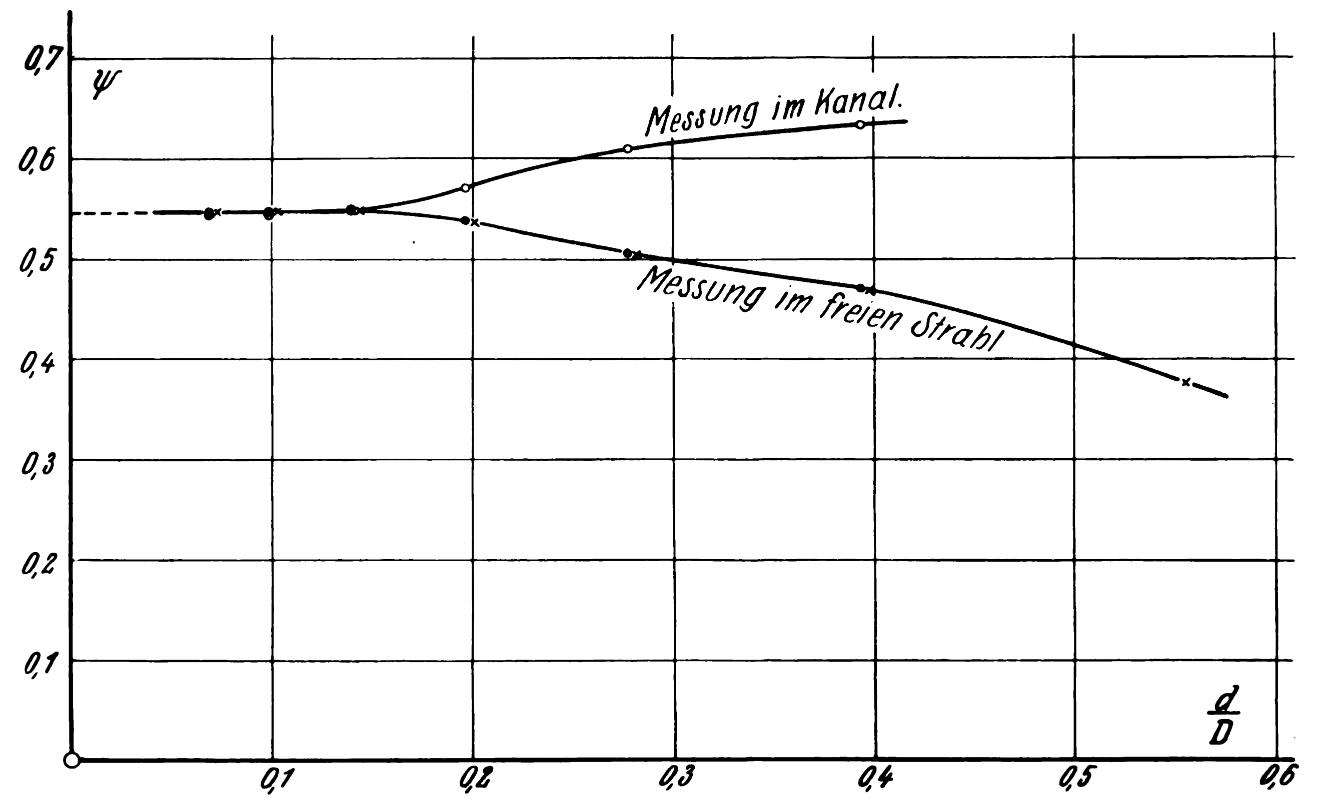


Fig. 168. Abhängigkeit der Widerstandszahl ψ vom Verhältnis: Scheibendurchmesser zum Strahl- bzw. Kanaldurchmesser $\left(\frac{d}{D}\right)$ für $\frac{v \cdot d}{\nu} = 100000$. (Zum Aufsatz von C. Wieselsberger.)

Da heißt es z. B. »Wirbelbewegungen und vertikale Luftströmungen habe ich immer nur in Höhe von 1 bis 100 m gefunden, und sie sind in meinen Flügen bis zu 100 m Höhe kurz vor der Landung sehr oft und mit sehr beängstigender Wirkung aufgetreten. Die Flugmaschine wurde plötzlich senkrecht heruntergerissen, so daß der Pilot sich nicht mehr mit seinem ganzen Körpergewicht auf seinem Sitz fühlte. Meistens hören solche stoßartig, ich möchte besser sagen zugartig auftretende Abwärtsbewegungen, die sich von einer Saugwirkung hervorgerufen anfühlen, nach 5, 10, 15, 20, 30 m Tiefgang auf. Wenn man nichts tut, überwinden sie sich am besten von selbst.« (Euler.)

»Auf einem Fluge von Bremen nach Hannover mußte ich im Wesertal eine Zwischenlandung vornehmen. Nach erneutem Start bei mäßigem Seitenwind wurde mein Apparat aus 50 m Höhe mit einem Ruck bis auf 10 m heruntergerissen, und zwar so plötzlich, daß mein Begleiter und ich etwas aus dem Sitz gehoben wurden, weil sich unsere nicht festgeschnallten Körper der Abwärtsbewegung nicht schnell genug anschlossen. Das Flugzeug blieb merkwürdigerweise in sich vollständig im Gleichgewicht, fing sich kurz vor dem Boden wieder auf und flog horizontal weiter.« (Mackenthun.)

»In der Nebelschicht und in den Wolken liegen stets Böen. Das Fliegen in Wolken und dichtem Nebel birgt die Gefahr in sich, daß der Führer das Gefühl für die Lage seines Apparates verliert. Ich bin noch stets gegen meinen Willen abwärts gekommen. Fliegt man unter schwarzen Haufenwolken hindurch, wird der Apparat heftig geschüttelt, besonders heftig an der Peripherie der Wolke. In eine solche Wolke hineinzufliegen, halte ich für sehr leichtsinnig. Wenn es mir irgend möglich ist, mache ich einen Umweg, um ein Hinein- und Darunterfliegen zu vermeiden. Wirbel- und Vertikalströmungen treten stets bei starker Sonnenbestrahlung auf. Daß diese Wirbel häufig nur geringe Ausdehnung haben, zeigt sich dadurch, daß der Apparat plötzlich auf nur einer Seite stark gehoben oder gesenkt wird.« (v. Buttler.)

Über ähnliche Beobachtungen berichtet Hirth bei Beschreibung des Süddeutschen Fluges 1912: »Die vierte Mainmündung im Spessart schien es auf unser Leben abgesehen zu haben. Hier packte uns ein Luftwirbel so unvermittelt an, daß der Apparat wie ein Bleigewicht unter uns wegsackte und wir beide jählings von unseren Sitzen geradezu emporwuchsen. Leutnant v. Gravenstein fand am Spanndom einen Halt, während ich mit dem linken Arm auf der linken Tragfläche lag und meine letzte Stunde gekommen glaubte.«

»Eine Böe folgte nun der anderen. Ich mußte mich mit beiden Ellenbogen und Knien gegen die Karosserie stemmen, um nicht hinausgeschleudert zu werden. Dabei lagen beide Hände fest am Steuer.«

»Eine neue Fallböe warf mich auf ein Dorf hinunter und mit erschreckender Eile näherte sich uns der Hahn des Kirchturms. Weiter voraus leuchtete das rote Ziegeldach einer Scheune. Ich hatte im Stillen den Wunsch, nur noch an dem rostigen Wetterhahn der Kirche glücklich vorbeizukommen und meine Maschine auf das breite einladende Dach der heugefüllten Scheune zu werfen. Dann hätten wir wenigstens Ruhe vor diesen Böen gehabt. Kurz über dem Turm gehorchte die Maschine aber wieder dem Höhensteuer und bangen Herzens folgten wir dem Main weiter.«

Endlich noch das Urteil von K. Wegener, der auf Kosten der Nationalflugspende als Flieger ausgebildet wurde, um meteorologische Erfahrungen beim Fliegen zu sammeln. Er faßt seine Erfahrungen folgendermaßen zusammen:

»Solange die Stöße von oben und unten in kurzen Perioden folgen, braucht man nicht stark mit der Steuerung zu reagieren. Man fährt dann in der Luft »über Sturzacker«. Bei langperiodigen Vertikalbewegungen sind die aufwärts gerichteten Bewegungen ferner wohl unangenehm, aber nie aufregend, weil sie die Maschine von dem Erdboden, dem Erbfeind des

Fliegers, entfernen. Die abwärts gerichteten Stöße aber, die man Luftlöcher genannt hat, und während deren der Flieger selbst in freiem Fall, seine Maschine aber noch rascher hinabstürzt, stellen oft die Nerven auf eine harte Probe.«

Daß aber nicht nur der Flieger unter den Vertikalströmen sehr zu leiden hat, beweisen die beiden folgenden Schilderungen eines Parseval- und eines Freiballonführers:

»Bei der Fahrt um den Rigi gerieten wir mit dem Luftschiff in den plötzlich auftretenden Föhn bei Brunnen, der zuerst das Schiff sowohl von der Seite, wie von unten annahm, 350 m aus seiner Höhenlage emporriß und in das offene Tal bei Schwyz warf. Als wir dann hinter dem Rigi vorbeifuhren, wurde das Schiff von den sonnenbestrahlten Hängen des Roßberges unaufhaltsam in den Schattenkegel des Rigi gezogen und in dreifacher Wirbelbewegung um seine Achse gedreht und von 650 m über dem Seespiegel auf 150 m herabgedrückt und ebenso auf 670 m in gleicher Wirbelbewegung hochgehoben. In 700 m über dem See, also 1130 m über Null, herrschte wieder absolut ruhiges Wetter.« (Hochstetter.)

»Vormittag 9,15 Uhr gingen wir hoch, dunstige Witterung, fortwährend auf- und absteigende Strömungen. Sechsmal wurden wir — bis Max. 3000 m — herauf und hinunter gerissen. 2,05 nachmittags waren wir auf allen Seiten von Gewitterwolken eingeschlossen, unter uns jedoch klarer Himmel. Als wir 3 Uhr in 2900 m über dem Kamm des Erzgebirges bei Oberseiffenbach-Heidelberg berieten, ob wir landen sollten, ging plötzlich ein heftiges Knistern durch den Korb und mein Begleiter erhielt einen leichten elektrischen Schlag. Es war kein Zweifel: Durch unseren Korb war ein Ausgleich zweier entgegengesetzt geladener Wolken erfolgt. Gleich darauf landeten wir in einem heftigen Gewittersturm mit kurzer Schleiffahrt.« (Poeschel.)

II. „Luftlöcher" ohne eigentliche vertikale Luftbewegungen.

Diese verschiedenen Erfahrungen, deren Zahl sich beliebig vergrößern ließe, zeigen zur Genüge, wie außerordentlich mannigfaltig die Erscheinungen sind, die der Luftfahrer als »Luftlöcher« bezeichnet. Neben kurz dauernden, räumlich wenig ausgedehnten, heftigen Vertikalstößen, treten langandauernde auf, die den Apparat zum Teil nur um wenige Meter auf- oder abwärts bewegen, zum Teil aber eine vertikale Ausdehnung von 3000 m und mehr besitzen und so gewaltige Kräfte entwickeln, daß dagegen Ballon- und Flugzeugführer vollkommen machtlos sind. Die Abwärtsbewegungen, die besonders unangenehm in ihrer Wirkung auf das Gleichgewichtsgefühl sind, gehen häufig bis dicht über den Erdboden, wo meist eine Art Pufferwirkung eintritt: Der Apparat gehorcht plötzlich wieder dem Steuer; der Ballon beginnt wieder zu steigen. Das tritt aber nicht immer ein, und deswegen sind die Vertikalbewegungen in der Nähe des Erdbodens, mit dessen gewaltsamer Berührung immer eine Beschädigung des Fahrzeuges eintreten wird, ganz besonders gefährlich.

Diese Mannigfaltigkeit der besprochenen Erscheinungen zeigt ohne weiteres, daß alle vertikalen Luftströme, oder was der Luftfahrer als solche bezeichnet, nicht auf ein und dieselbe Ursache zurückzuführen sind, sondern daß dies Spezialgebiet der meteorologischen Forschung ein überaus mannigfaltiges ist.

Eine Gruppe von »Luftlöchern« kann nur vom Flugzeug empfunden werden, während der Freiballon sie ohne jede Höhenänderung überwindet. Bei dieser besonderen Gruppe ist eine eigenartige Schichtstruktur in den horizontalen Windverhältnissen die Ursache der scheinbaren Vertikalströmung. Bekanntlich ist die Windstärke in verschiedener Höhe über dem Erdboden nicht dieselbe. Es treten nicht nur allmähliche Übergänge auf, sondern zum Teil scharf getrennte Schichten, derart, daß z. B. in der oberen Schicht der Wind gerade die entgegengesetzte Richtung hat, als in der darunter liegenden. Betrachten wir den folgenden speziellen Fall. Über einer Schichtgrenze — die dem Auge oft durch die horizontale Grenzfläche einer Wolkenschicht sichtbar sein kann, an der aber nicht in jedem Fall eine Wolkenbildung stattfinden muß — herrsche Windstille. In dieser ruhenden Luft bewege sich ein Flieger mit einer bestimmten Horizontalgeschwindigkeit. Unterhalb der Schichtgrenze wehe ein Wind in der gleichen Richtung und mit der gleichen Geschwindigkeit wie die der Fliegerbewegung. Was wird eintreten, wenn der Flieger von oben in die untere Schicht hinabgleiten will? Sein Apparat wird plötzlich keine Relativbewegung gegen die Luft mehr haben und, da damit die Tragfähigkeit der Luft plötzlich gleich Null geworden ist, wie ein Stein fallen, so lange, bis der Propeller ihm wieder genügend Relativbewegung gegen die horizontal strömende Luft verschafft hat.

Dieser ganz spezielle Fall wird natürlich nicht oft eintreten. Es ist aber ohne weiteres verständlich, daß bei vielen ähnlichen Verhältnissen ein, wenn auch schwächeres Durchsacken eintreten kann, das dem Flieger wie ein tatsächliches Luftloch erscheinen wird. Der Freiballon wird dagegen, da er keine Relativbewegung gegen die Luft besitzt, die besprochene Abwärtsbewegung nicht erfahren.

III. Das Wesen der vertikalen Luftbewegungen.

Neben den scheinbaren vertikalen Luftströmungen gibt es eine ganze Anzahl von »Luftlöchern«, bei denen tatsächlich eine vertikale Luftbewegung Schuld an der Höhenänderung des Luftfahrzeuges ist. Dabei können sehr verschiedene Ursachen wirksam sein. Betrachten wir zunächst die Vertikalbewegungen in der Nähe des Erdbodens. Ist ein vollkommen ebenes Gelände vorhanden, so wird ein Luftteilchen mit dem Wind parallel zum Boden fortgeführt. Das ist aber nicht mehr der Fall, wenn die überstrichene Fläche sehr verschieden bewachsen ist, wenn z. B. der Wind in eingelagerten Waldflächen eine größere Reibung erfährt als auf dem unbewachsenen Gelände. Dann kommt eine turbulente Strömung zustande, in der Wirbelbildung und damit Vertikalkomponenten des Windes entstehen.

Aber nicht nur die verschiedene Art der Bodenbeschaffenheit, auch die Höhenänderungen des unten liegenden Geländes sind von Einfluß. Wenn im großen und ganzen ein Luftteilchen sich in geringer Höhe über dem Boden parallel zu ihm fortbewegt, so wird es dem Gelände über Berg und Tal in entsprechenden gekrümmten Bahnen folgen. Beim Hinabgleiten am Bergabhang wird so eine nach unten, beim Anstieg am Bergrücken eine aufwärts gerichtete Vertikalkomponente zustande kommen. Haben diese Geländeunebenheiten einen sanft verlaufenden Charakter, so werden die Vertikalströmungen niemals gefährlich werden. Der Freiballon gleitet ohne Ballastwurf oder Ventilzug bergauf und bergab, und auch dem Flugzeug verursachen sie keine Gefahren. Wenn aber plötzliche Höhenänderungen vorhanden sind, wenn ein Hang über Felsen steil abfällt, oder ein tiefes Tal zwischen zwei Bergrücken eingelagert ist, so treten auch hier Wirbel auf, die dem Flugzeug noch in Höhen von etwa 500 m gefährlich werden können.

Daneben sind aber auch bei vollkommener Windstille Vertikalbewegungen zu beobachten, die auf einer anderen Ursache beruhen. Sie treten meist an heißen Sommertagen zur Zeit der größten Hitze auf und haben ihren Grund in der verschiedenen Erwärmung der Luft, die ja ihre Wärme zum größten Teil nicht durch direkte Bestrahlung der Sonne, sondern indirekt von dem durch die Sonnenstrahlen erwärmten Boden erhält. Da aber verschieden beschaffener Boden sich nicht gleich stark erwärmt, so wird die Luft nicht an allen Stellen über einer gleich bestrahlten, aber ungleich bewachsenen großen Fläche dieselbe Temperatur haben. Heller, sonniger und unbewachsener Boden erwärmt sich und die darüber liegende Luft besonders stark; über Wald oder Wasser bleibt die Luft kühl. Da erwärmte Luft aber leichter ist als kalte, so wird sie aufsteigen und sich über die kalte Luft zu lagern suchen. Über einem Fluß, einem Teich oder Wald wird man daher an heißen Sommertagen in der Mittagszeit absteigende, über isoliert liegenden kahlen Geländeflächen aufsteigende Luftströme finden. Sie sind bei jeder Freiballonfahrt zu beobachten. So zeigt z. B. die Fig. 1 den Einfluß der Mosel auf einen sie überfliegenden Freiballon. Als Ordinaten sind die Vertikalgeschwindigkeiten des Ballons in der Weise aufgetragen, daß einem positiven Vorzeichen eine Geschwindigkeit nach oben, einem negativen Vorzeichen eine Geschwindigkeit nach unten entspricht. Man sieht, wie beim Überfliegen der Mosel ein starker Fall einsetzt.

Aber nicht nur in Bodennähe, auch in der freien Atmosphäre spielt für das Auftreten von Vertikalbewegungen die

Temperaturverteilung eine wichtige Rolle. Es ist schon oben der Fall erwähnt, daß in verschieden dicht übereinander liegenden Schichten Winde verschiedener Geschwindigkeit und Richtung wehen können. Damit ist meistens auch eine

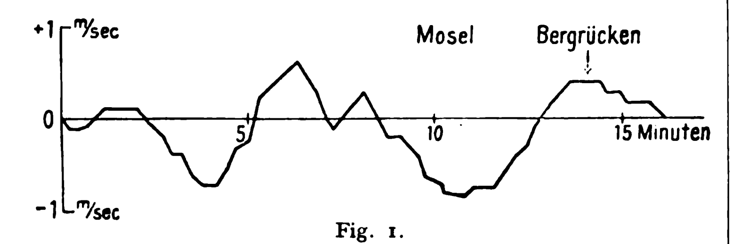


Fig. 1.

Temperaturdifferenz verbunden. Aus den zahlreich unternommenen Registrierballonaufstiegen sind Temperatursprünge von teilweise beträchtlicher Größe nachgewiesen. Wenn die Temperatur nicht mit der Höhe gleichmäßig abnimmt, wenn also über einer warmen eine kalte Luftschicht gelagert ist, so ist ein labiles Gleichgewicht vorhanden und es muß ein Ausgleich durch plötzliche, oft sehr intensive Vertikalbewegungen eintreten.

Aber auch ohne diese besondere Temperaturverteilung sind gerade die Schichtgrenzen für das Entstehen von vertikalen Luftbewegungen besonders geeignet. W. Peppler hat aus trigonometrischen Beobachtungen der Bewegung von Pilotballonen den Schluß ziehen können, daß die Luftmassen von den Grenzflächen einer in der Atmosphäre vorhandenen starken Windschicht in diese Schicht hineingerissen werden, gerade wie ein Ejektorstrahl die umgebende Luft mit sich reißt. Die von oben hineingezogenen Luftmassen geben daher zu einer abwärts gerichteten, die von unten angesaugte Luft zu einer aufwärts gerichteten Vertikalbewegung Anlaß, die um so lebhafter ist, je schärfer die Windschicht begrenzt ist.

Auch die sog. »Luftwogen« mit ihren schönen Wolkenbildern gehören in dieses Kapitel. Zwei übereinander liegende Schichten verschiedener Windgeschwindigkeit verursachen in ihrer Grenzfläche eine Wellenbildung, genau wie es ein über eine ruhende Wasserfläche streichender Wind oder ein über eine Sandfläche fließender Wasserstrom tut. Die Wogen sind sehr oft dadurch dem Auge sichtbar, daß in den aufsteigenden Luftteilchen eine Kondensation und Wolkenbildung eintritt, welche in den absteigenden Luftmassen wieder verschwindet. Das ist aber nur dann der Fall, wenn die relative Feuchtigkeit an dieser Stelle und die Größe der Vertikalbewegungen bestimmte Werte haben. Die Wogenwolken sind daher ein Anzeichen für den Luftfahrer, daß sich hier Windsprünge mit ihren gefährlichen Begleiterscheinungen befinden und daß der Apparat beim Durchfliegen eine Wellenbewegung erfahren wird, die zu erhöhter Aufmerksamkeit rät. Die Fig. 2 zeigt das Barogramm einer Freiballonfahrt des Ver-

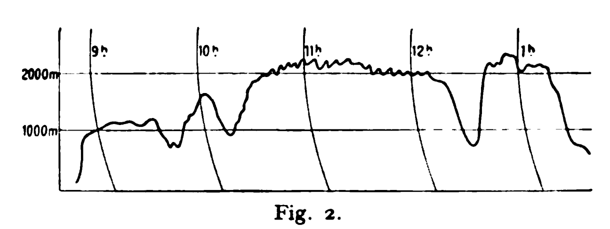


Fig. 2.

fassers, bei welcher der Ballon eine lange Zeit auf einer Schicht geschwommen hat und dabei die Auf- und Abwärtsbewegung in den Luftwogen mitgemacht hat.

Die bisher erwähnten Vertikalbewegungen haben meist eine vertikale Ausdehnung von einigen hundert Metern. Für die Luftfahrt von ganz besonderem Interesse sind die atmosphärischen Störungen, die als Böen oder Gewitter bekannt sind und bei denen ungewöhnlich große Vertikalgeschwindigkeiten mit 3000 bis 5000 m Vertikalerstreckung auftreten können. Sie bestehen meist aus einem Wirbel, der sich in Form einer langgestreckten Walze mit horizontaler Achse fortbewegt. Auf der Vorderseite ist ein aufsteigender, auf der Rückseite ein absteigender Luftstrom vorhanden. Infolge der außerordentlich großen Geschwindigkeit und der Blitzgefahr, die meist mit diesen Erscheinungen verbunden sind, sind sie die größten Feinde der Luftfahrt. Dem Freiballonfahrer ist es zur strengen Pflicht gemacht, in ihrer Nähe zu landen. Luftschiff und Flugzeug vermögen ihnen durch ihre Eigengeschwindigkeit, die gewöhnlich größer ist als die der Gewitter, aus dem Wege zu gehen. Es treten auch Böen auf, bei denen eine Wolkenbildung nicht stattfindet, und die daher den Luftfahrer unvorbereitet überraschen können. Sie haben die Strandung der ersten Zeppelinschiffe bei Echterdingen und im Teutoburger Walde veranlaßt und sind auch den Fliegern häufig zum Verhängnis geworden.

(Schluß folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46b. K. 55941. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern und gemeinsamem Ein- und Auslaßventil und Luftfangtrichter. Bernhard Meyer, Leipzig, Königstr. 5/7, und Selma Kruk, geb. Berger, Leipzig-Leutzsch, Barneckerstr. 1. A. 25. 8. 13. E. 19. 9. 15.

46b. U. 4633. Steuerung für Viertakt-Explosionsmotoren mit radial angeordneten Zylindern. Silvio Ubertalli und Giovanni Ladetto, Turin. A. 28. 11. 11. E. 19. 9. 15.

Patenterteilungen.

77h. 629991. Rumpf mit Höhensteuerorgan für Flugzeuge. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 14. 8. 13. R. 36804.

77h. 629978. Vorrichtung zum Verstellen der Dämpfungsflächen für Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 17. 4. 15. Sch. 55101.

77h. 287207. Geschoßabwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge zur Aufhebung der nach vorwärts gerichteten Bewegungskomponente des Geschosses. Optische Anstalt C. P. Goerz, A.-G., Berlin-Friedenau. 18. 7. 14. O. 9235.

77h. 287313. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge. Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel. 26. 9. 12. G. 37583.

77h. 287314. Vogelflügelartige Tragfläche für Flugzeuge mit vorderer Verdickung. Gustav Lilienthal, Berlin-Lichterfelde, Marthastr. 5. 22. 4. 13. L. 36516.

77h. 287403. Tragkörper für Pralluftschiffe mit Spitzenkammer. Dipl.-Ing. Carl Eberhardt, Darmstadt, Inselstr. 43. 1. 11. 12. E. 18587.

77h. 287508. Befestigung der Verspannung des Schwenkholmes für an den Flugzeugrumpf klappbare Flügel. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 8. 5. 14. A. 25912.

77h. 287788. Luftschiffgerippe aus Holzträgern. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau. 6. 7. 13. Sch. 44302.

77h. 287829. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung. Adolf Sprater, Neustadt a. d. H. 30. 8. 11. S. 34548.

46a. 287689. Explosionskraftmaschine mit in einer Trommel radial verschiebbaren, um die Trommelachse kreisenden Kolben. Hermann Adrian, Obercassel, Siegkreis. 10. 10. 13. A. 24730.

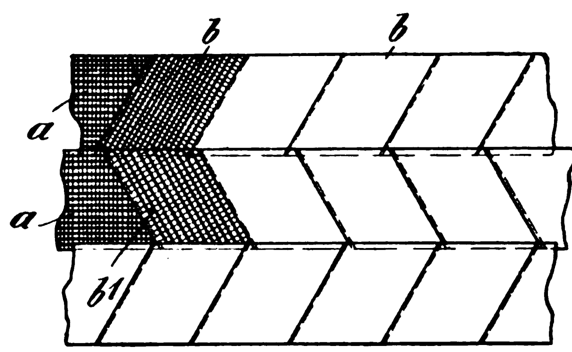
46c. 287724. Zylinderbefestigung für Rotationsmotoren. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Frankenallee 89. 10. 7. 13. K. 55511.

Auszüge aus den Patentschriften.

283590. Flugzeug mit einem herablaßbaren, von Federn zwischen Anschlägen gehaltenen Stabilisierungsgewicht. Johannes Clemens Hirth in Offenbach a. M. und Fridolin Wacker in Konstanz. — Ist das Gewicht herabgelassen und neigt sich das Flugzeug plötzlich stark nach irgendeiner Richtung, so schlagen die Anschläge am oberen und unteren Rande des Korbes gegen den Mantel, und es muß nunmehr bei einer weiteren Drehung des Flugzeuges zunächst die Trägheit des Gewichtes überwunden werden. Dadurch soll eine weitere Drehung verhindert werden. Das Gewicht sitzt an einem Ringe, der auf dem außen eine Kugelzone bildenden Führersitz in seiner Mittellage durch Federn gehalten wird, die sich gegen die Kugelzone begrenzende Ringe stützen.

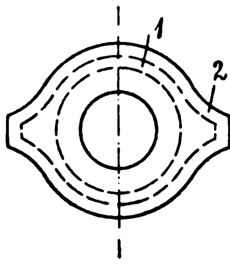


280819. Ballonhülle aus Stoffbahnen mit mehreren Schichten, deren Kettenfäden teils längs, teils diagonal verlaufen. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Berlin. Die aus zwei Stoffschichten (einer Schicht *a* mit längslaufenden und einer Schicht *b* mit diagonal laufenden Kettenfäden) bestehenden sog. Diagonalstoffe für Ballonhüllen haben die Eigenschaft, daß sie bei einer allseitigen Beanspruchung, wie sie bei Prallballons mit innerem Gasüberdruck auftritt, in der Richtung der Schußfäden des Diagonalstoffes mehr nachgeben als in den anderen Richtungen. Die Folge davon ist, daß die Ballonkörper aus derartigen Ballonstoffen die Neigung besitzen, sich zu verdrehen. Dieser Nachteil tritt bei dreischichtigen Ballonstoffen, bei denen zwei Diagonalschichten so verwendet werden, daß sie nach zwei entgegengesetzten Schrägen auf den Längsstoffbahnen aufgeklebt sind, nicht ein, weil die Kettenfäden der Diagonalschichten in der einen Diagonalstoffschicht den Ballonkörper rechtsgängig, in der anderen Schicht linksgängig umgeben.



Zu Nr. 280819.

Die Erfindung vermeidet die Verdrehung der Luftschiffhülle dadurch, daß in der Diagonalschicht *a* der aus zwei oder mehreren Schichten bestehenden Hülle die Stoffstücke der Diagonalschicht der aus den einzelnen Stoffbahnen zusammengesetzten Hülle abwechselnd rechtsgängig *b* und linksgängig b^1 verlaufen. Dadurch wird die verdrehende Wirkung des Diagonalstoffes schon bei Anwendung einer einzelnen Diagonalschicht in sich ausgeglichen, und bei einem dreischichtigen Stoffe können zwei Längsbahnen verwendet werden.



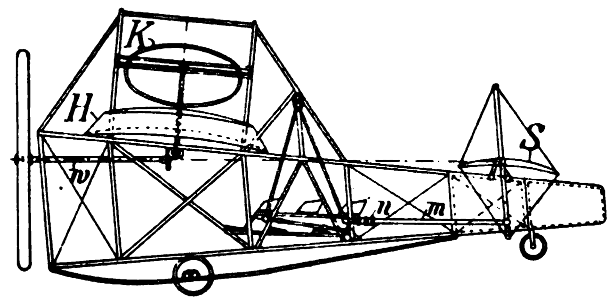
Zu Nr. 281258.

281258. Flugzeugrumpf. R. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H. in Johannisthal b. Berlin.

Ein gemäß dem Hauptpatent 276941 aus einer Furnierplatte ausgeschnittener Ring 1 wird auf beiden Seiten mit einem Furnierbelag 2 versehen, der sowohl nach innen als auch etwas nach außen übersteht, so daß sich ein U- oder Kastenprofil von großer Festigkeit ergibt.

Bei der zweiten Ausführungsform ist innerhalb des Ringes 1 noch ein zweiter Ring angeordnet.

281599. Flugzeug mit hintereinanderliegenden Tragdecken. Gustav Mees in Charlottenburg. — Die vordere Tragfläche *H* hat einen größeren Neigungswinkel als die hintere *S*, und die als Höhensteuerungsorgane dienenden einstellbaren Hubschrauben *K* sind vor dem Schwerpunkt angeordnet. Die durch die Einstellung

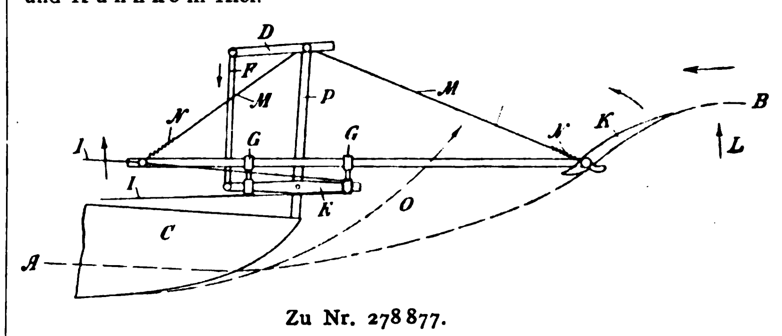


Zu Nr. 281599.

dieser Schrauben *K* auf große Steigung erzeugte zusätzliche Hubkraft 1 hat sowohl eine Entlastung der vorderen Tragdecke als auch eine gleichzeitige Aufrichtung der ganzen Maschine auf sehr große Flugwinkel zur Folge, wodurch bei gleichzeitiger Verminderung der Tourenzahl des Motors die Fluggeschwindigkeit bei unverminderter Höhenlage stark verändert werden kann.

Der Neigungswinkel der hinteren Tragdecke *S* kann im Verhältnis zum Neigungswinkel der vorderen Tragdecken entsprechend der jeweiligen Lastverteilung zwischen diesen Flächen durch in die Verbindungsstangen *m* eingeschaltete Spannschlösser *n* entweder beim Stillstand des Flugzeuges oder während der Fahrt eingestellt werden.

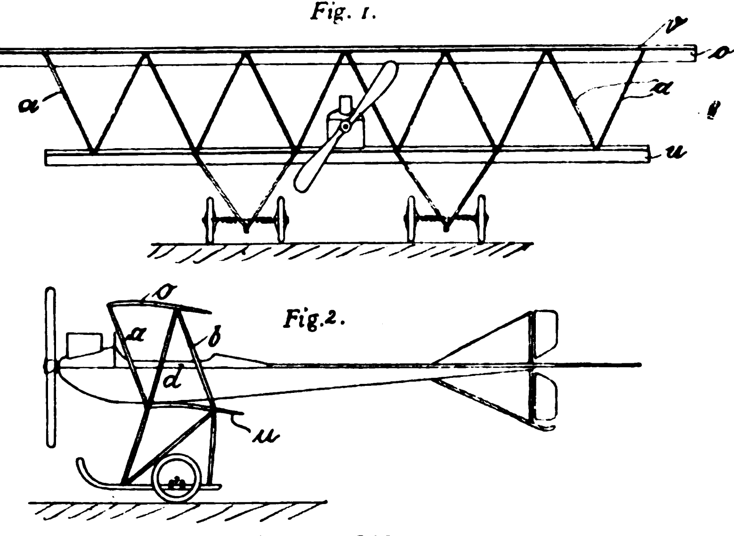
278877. Selbsttätig wirkende Höhensteuerung für Wasserflugzeuge. Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H. und Fa. Neufeldt und Kuhnke in Kiel.



Zu Nr. 278877.

Die selbsttätig wirkende Höhensteuerung für Wasserflugzeuge ist gekennzeichnet durch die Anordnung einer nach vorn hinausragenden, an ihrer Spitze einen Schwimmer, eine Auftriebsfläche *K* o. dgl. tragenden, zweckmäßig nachgiebigen Spiere *O*. Durch deren von der Wellenbewegung mittelbar bewirkte Bewegung wird eine Änderung des Anstellwinkels des Höhensteuers *F* herbeigeführt. Die Spiere, deren Ausladung verändert werden kann, wird an ihren Enden durch elastische, schräg nach dem Höhensteuer zu geführte Glieder gehalten.

278880. Flugzeug mit mehreren übereinanderliegenden Tragdecken. Albatroswerke G. m. b. H. in Johannisthal b. Berlin. Die übereinander liegenden Tragdecken *o*, *u* sind durch starre Streben *a*, *b*, *d* miteinander verbunden;



Zu Nr. 278880.

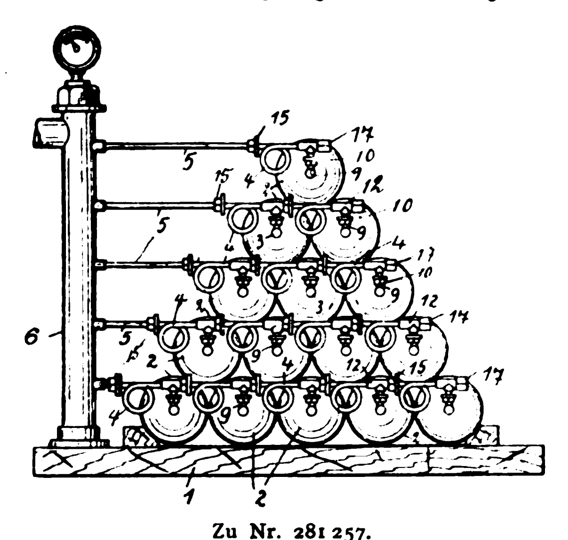
diese sind zu einer Raumkonstruktion aus zwei in der Längsachse des Flugzeuges hintereinander liegenden Dreieckreihen und bei den so entstandenen prismatischen Gebilden in deren Dachflächen liegenden Diagonalstreben zusammengeschlossen.

283588. Flugzeug mit an dem Mittelteil lösbar befestigten äußeren Flügelteilen. Max Röhner in Dresden. — Die äußeren Flügelteile sind so an dem Mittelteil angeordnet, daß sie sich beim Anprallen an ein Hindernis, wie dies beim Landen auf engen Plätzen bisweilen geschieht, von dem Mittelteil lösen.

Die beiden äußeren Flächenteile besitzen an ihrer Innenkante Ösen, mit denen sie über an dem Mittelteil vorgesehene Zapfen von hinten her wie über die Angeln einer Tür geschoben werden. In dieser Stellung werden sie durch starke Federn oder ein ähnliches Mittel am Zurückgleiten gehindert. Seitlich werden die äußeren Flügelteile in bekannter Weise durch je eine nahe der Drehstelle befestigte Strebe und über diese geführte Spanndrähte abgestützt, so daß sie mittels eines Handhebels vom Führer aus zur Seitensteuerung wechselweise nach auf- oder abwärts geschwenkt werden können.

281257. Ballonfüllanlage. E. Alisch & Co. in Berlin. Die zu einem Lager vereinigten Gasflaschen der Ballonfüllungsanlage werden auf der Bodenfläche 1 in Lagen übereinander aufgestapelt und die einzelnen Flaschen jeder Lage durch an die Stutzen angeschlossene Verbindungsstutzen miteinander verbunden.

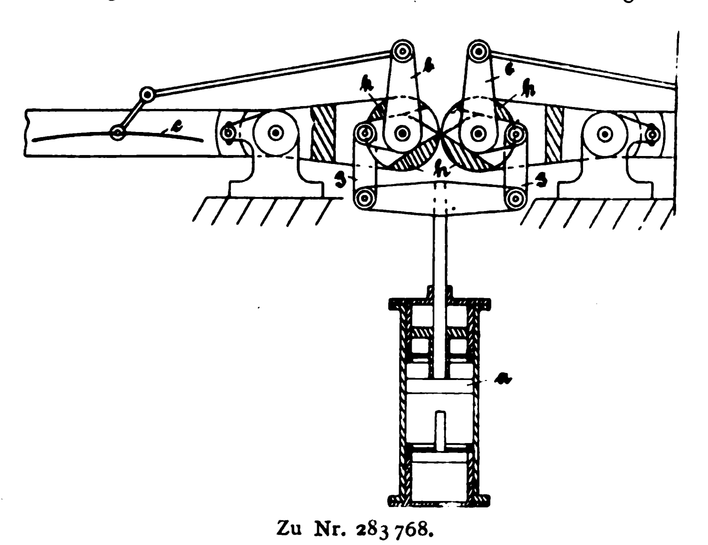
Ein solcher Verbindungsstutzen, wie er für sämtliche Gasflaschen Verwendung findet, besteht aus dem spiralförmig gewundenen Rohr 4, dessen eines Ende den T-förmigen Anschlußstutzen 12 für Doppelanschluß und dessen anderes Ende den einfachen Anschluß mit Überwurfmutter 15 trägt. Der T-förmige Stutzen 12



Zu Nr. 281 257.

wird mittels der Überwurfmutter 10 auf den an jeder Flasche 2 festsitzenden Stutzen 9 festgeschraubt, während der Gewindeansatz 13 des Stutzenteiles 12 zur Aufnahme der Überwurfmutter 15 der an dem vorhergehenden Gasbehälter 2 der Behälterreihe befestigten Armatur dient. Die Stutzen 12 der letzten Behälter 2, 2 jeder Lage werden durch die aufgeschraubten Kappen 17 abgeschlossen, während die Anschlußstücke 15 der Rohrschlangen 4 der letzten Behälter auf der anderen Seite jeder Lage durch Zwischenrohre 5 an das für sämtliche Behälterreihen gemeinsame Standrohr 6 angeschlossen sind.

283768. Schwingenflugzeug. Hermann Stannebein in Magdeburg-Buckau. — Wird der Kolben *a* aufwärts bewegt, so werden zunächst die Klappen *c* durch die damit bewirkte Drehung der Winkelhebel *b*, die auf an Hebeln der Klappen angelenkte Stangen wirken, geschlossen, und dann werden die inneren Flügelarme

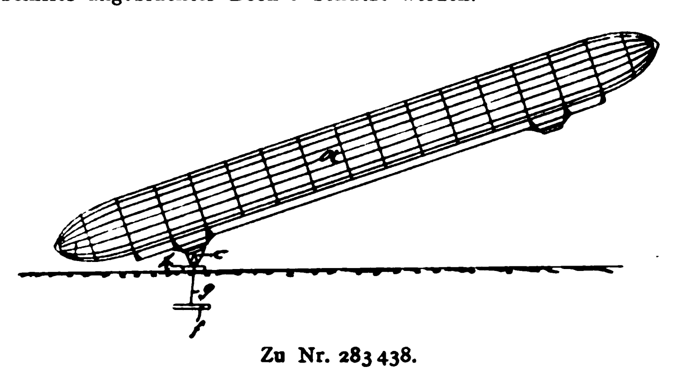


Zu Nr. 283 768.

durch die Hebel *g*, die sich gegen die oberen Anschläge *h* legen, nach oben und dadurch die Flügel nach unten bewegt. Die Aufwärtsbewegung der Flügel erfolgt in entsprechender Weise, indem zuerst die Klappen *c* geöffnet und dann die Flügel durch die sich gegen die unteren Anschläge *h* legenden Hebel *g* aufwärts bewegt werden.

283438. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Nikolaus Basenach in Charlottenburg. — Um das Luftschiff gegen Beschädigung durch Windstöße und Losreißen von der Verankerung zu sichern, wird das Luftschiff *a* mit einem unterhalb des Vorderteils gelegenen, z. B. am Bug des Kielgerüstes oder an der vorderen Gondel angeordneten Verankerungspunkt unmittelbar auf dem Erdboden gefesselt.

Es kann hierzu die vordere Gondel oder das Vorderteil des Kielgerüstes selbst mit dem Erdboden in unmittelbare Verbindung gebracht werden, es kann aber hierzu auch ein am Vorderteil des Schiffes angebrachter Bock *c* benutzt werden.

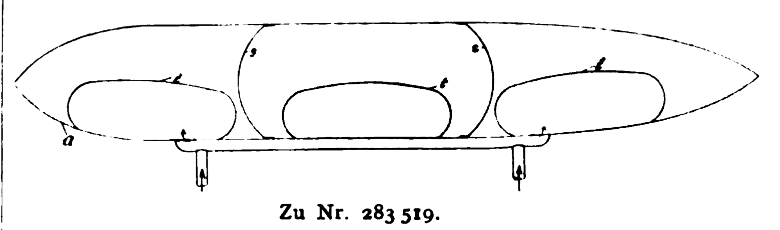


Zu Nr. 283 438.

Das entscheidende Moment hierbei ist, daß das Schiff sich um den Punkt dreht, an dem es auf der Erde aufliegt, also um den Unterstützungspunkt. Hierdurch wird das gefährliche Hämmern und Schleifen des vorderen Schiffsteiles bei variabler Stärke und Richtung des Windes, wie es bei der bisher üblichen Verankerung, bei der der Verankerungspunkt in einiger Entfernung vom Unterstützungspunkt liegt, leicht eintritt, vermieden und die bisher hier zur Dämpfung dieser Bewegungen erforderlichen Haltemannschaften überflüssig. Der Schiffskörper spielt um den Verankerungspunkt wie eine Windfahne, wobei durch entsprechende Einstellung des Höhensteuers ein Aufsetzen des Hinterteiles leicht vermieden werden kann.

Es ist *a* der Tragkörper des Luftschiffes, *c* eine Kufe oder ein Bock am Vorderteile des Schiffes; *f* ist der Anker, *g* das Ankerseil; *h* ist eine feste Unterlage, Balken, Schiene od. dgl., damit der Bock *c* sich nicht in den Erdboden einbohrt.

283510. Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper. Nikolaus Basenach in Charlottenburg. — Der Ballon ist durch die Schotten *s* beispielsweise in drei Räume geteilt, von denen ein jeder mit einem Ballonett *t* versehen ist, mit deren Hilfe die Gasdrücke derart geregelt werden können, daß in dem mittleren Raume ein höherer Gasdruck herrscht als in den anstoßenden Räumen. Hierdurch wird die Biegungsfestigkeit des Tragkörpers da



Zu Nr. 283 519.

erhöht, wo das maximale Biegungsmoment auftritt, was in diesem Falle als in der Ballonmitte liegend angenommen ist. Auch hält der erhöhte Gasdruck in der Mittelkammer die beiden Schotten *s* stets prall, wodurch vermieden ist, daß bei einer Neigung der Längsachse des Schiffes das Gas nach der höchsten Stelle fluten und hier gefährliche Drücke verursachen kann. Hierdurch ist die Betriebssicherheit des Schiffes wesentlich erhöht. Bei mehrgondeligen Schiffen kann es erwünscht sein, die Trägerwirkung der Ballonhülle an mehreren Stellen, wie beschrieben, zu erhöhen.

283 760. Ballonstoff. Walter Seyd und Paul Benrath in Barmen. — Die Erfindung besteht darin, daß der Ballonstoff nicht, wie bisher, aus einem Gewebe, d. h. Textilstoff mit sich rechtwinklig kreuzenden, geradlinig verlaufenden Fäden, sondern statt dessen aus einem Gewirke, d. h. aus einem Textilstoff mit maschenartig verschlungenen, krummlinig verlaufenden Fäden (z. B. trikotartige, gestrickte oder gehäkelte Wirkware) besteht.

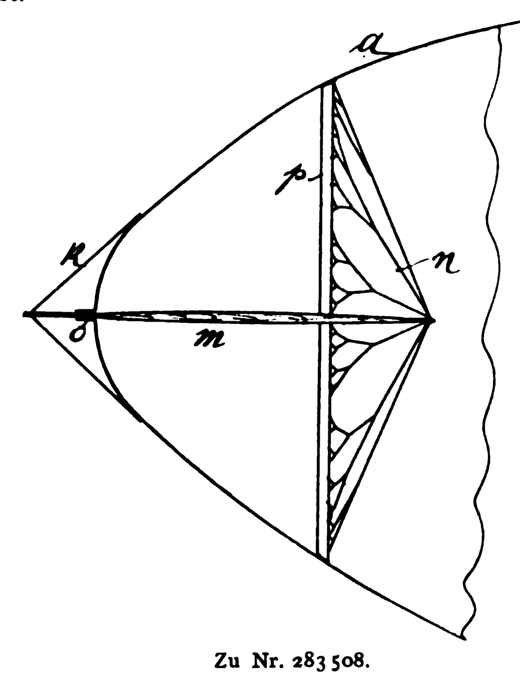
Infolgedessen zeichnet sich der neue Ballonstoff gegenüber den bisherigen durch eine weit größere Widerstandsfähigkeit aus, weil dabei im Gegensatz zu den bisherigen Geweben bei einer örtlichen stärkeren Beanspruchung die benachbarten Maschen langgezogen werden und sich dichter aneinanderlegen, so daß die Beanspruchung sich selbsttätig auf eine größere Anzahl Fäden verteilt und dadurch die Gefahr des Zerreißens entsprechend vermindert wird.

Ein weiterer Vorzug des neuen Ballonstoffes besteht noch darin, daß seine Maschen dem zum Dichtmachen dienenden Im-

prägnierungsmittel einen viel besseren Halt geben als die bisherigen glatten Gewebe.

Die Imprägnierung selbst kann dabei in der üblichen Weise durch Gummi oder andere geeignete Mittel geschehen; zweckmäßig wird sie jedoch durch Balata bewirkt, das sich gegenüber den bisherigen Imprägnierungsmitteln durch große Haltbarkeit, Widerstandsfähigkeit und Undurchlässigkeit für Gase auszeichnet.

283508. Spitzenversteifung für Pralluftschiffe. Nikolaus Basenach in Charlottenburg. — Das Eindrücken der Ballonspitze bei Pralluftschiffen durch Winddruck wird dadurch verhindert, daß die Spitze außer dem in der Hülle herrschenden allgemeinen Innendruck einen zusätzlichen Versteifungsdruck von innen her erfährt.



Zu Nr. 283508.

Der vordere Teil der Ballonhülle *a* ist durch eine Spitze *k* aus stärkerem Stoff (z. B. Segeltuch) armiert, die von hinten her durch die Stange *m* vor Zusammendrücken durch äußeren Druck gesichert ist. Diese Stange *m* geht durch die am vorderen Ende der Ballonhülle befindliche Tülle *o*. Durch Verschnürung der Tülle wird ein gasdichter Abschluß erreicht. Mit Hilfe des Gurtes *p* und einer geeigneten Seilverspannung *n* wird die Stange *m* in ihrer Lage gehalten, so daß der auf die Spitze drückende Winddruck auf einen großen Querschnitt übertragen wird.

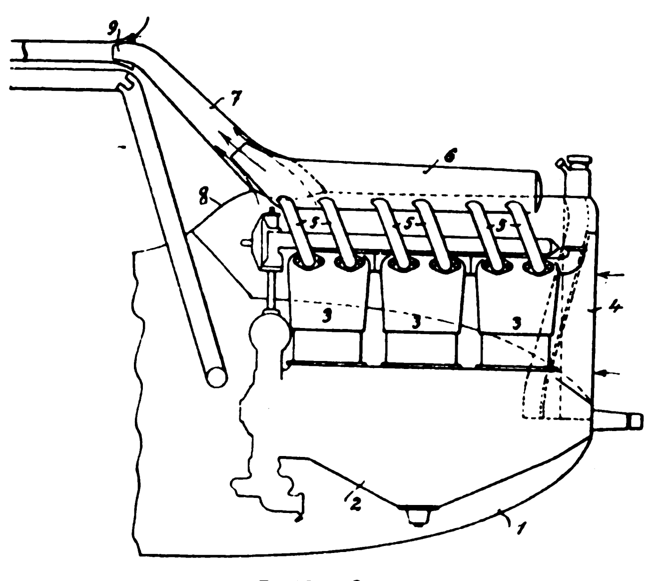
281534. Abwurfvorrichtung für nebeneinander gelagerte Geschosse aus Luftfahrzeugen. Max Robert Putscher in Dresden.

Vorstecker in der Anzahl der Geschosse werden durch Seilzüge ausgelöst. Jeder Vorstecker ist durch einen Seilzug mit einem Gleitstück verbunden, welches in einer Führung läuft, die schräg zur Bewegungsbahn eines Anschlages, der vom Hebelzug bewegt wird, liegt, so daß beim Auslösen des Vorsteckers durch die Längsverschiebung des Gleitstückes, infolge der gleichzeitigen Querbewegung des Gleitstückes, die Bahn für den Anschlag freigegeben wird und der Reihe nach jedes einzelne Gleitstück vorgezogen werden kann.

284375. Flugvorrichtung mit zwei übereinander angeordneten, etwa rechteckigen Tragflächen, deren größte Ausdehnung in der Längsrichtung der Flugvorrichtung liegt. Berthold Flick und Paul Reinig in Berlin-Mariendorf. — Die obere Tragfläche erhält durch am vorderen und hinteren Ende angebrachte, seitlich aufwärts gekrümmte Ansätze im Grundriß eine etwa I-förmige Gestalt.

283767. Vorrichtung zum Schutze des Fliegers gegen die Abgase des im Vorderteil des Flugzeugrumpfes angeordneten Motors. Albatroswerke, G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. — Bei Flugzeugen, bei denen der Motor im vorderen Teil des Flugzeugrumpfes angeordnet ist, wird der hinter dem Motor sitzende Flieger häufig durch die Abgase des Motors belästigt und dadurch in der Bedienungsfähigkeit und Aufmerksamkeit gestört. Außerdem entwickelt sich in dem vorderen Teil des Flugzeugrumpfes eine große Wärme und ein starker Ölgeruch, die gleichfalls für den Flieger unbequem sind.

Die Beseitigung dieser Übelstände wird dadurch erreicht, daß ein die Auspuffrohre der Motorzylinder *3* aufnehmender Auspufftopf *6* an seinem hinteren Ende düsenartig in ein von dem Motorraum abzweigendes und über den Flugzeugrumpf nach rückwärts

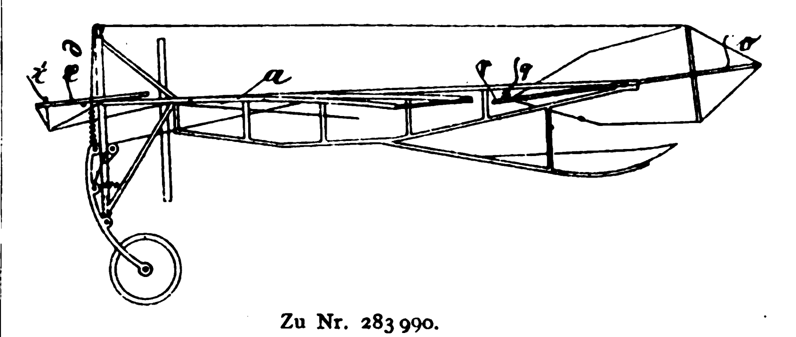


Zu Nr. 283767.

geführtes Rohr *7* mündet, das die Auspuffgase aufnimmt und die Luft und Gase aus dem den Motor *2* umgebenden Raum der Haube *1* absaugt.

Diese Anordnung weist den Vorteil auf, daß durch sie der Motor zugleich gekühlt, der ihn enthaltende Raum durchlüftet, der Flieger vor Belästigungen und Explosionsgefahren geschützt und ferner das Auspuffgeräusch vermindert wird.

283990. Flugzeug mit einem Kopf- und einem Schwanzsteuer. Fedor v. Perbandt in Berlin-Friedenau. — Das Kopfsteuer *e* kann nur als Tiefensteuer und das Schwanzsteuer *o* nur als Höhensteuer benutzt werden. Das Schwanzsteuer ist dabei vorteilhaft in seiner Bewegung derart begrenzt, daß seine Höhensteuerwirkung nie ganz aufgehoben werden kann. Diese Ausbildung des Flugzeuges hat den Vorteil, daß es in Fällen der Gefahr selbsttätig in den Gleitflug übergeht. Weiterhin wird durch diese Ausbildung auch das Übersteuern des Flugzeuges und ein dadurch veranlaßtes Überschlagen erschwert.



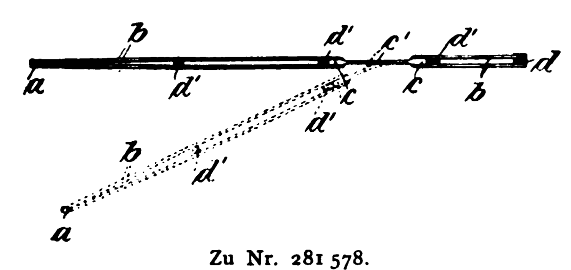
Zu Nr. 283990.

Die Bewegung des Kopfsteuers *e* ist durch eine Anschlagleiste *t* derart begrenzt, daß in seiner höchsten Lage das Kopfsteuer noch um ein geringes nach unten gerichtet ist. Das Schwanzsteuer bzw. sein vorderer Ansatz *r* schlägt im letzten Teil seiner Bewegung gegen eine Feder *q* an, so daß dieser Teil der Bewegung gegen die Wirkung der Feder ausgeführt wird. Der Anstellwinkel des Steuers wird somit bei freigegebenem Steuerhebel durch den Fahrtwind um so mehr verkleinert, je größer die Fahrtgeschwindigkeit ist. Die Begrenzung der Steuerbewegung erfolgt durch den Ansatz *r* des Steuers, sobald die Feder ganz zusammengedrückt ist.

283479. Flugzeug mit einem während des Fluges tief unterhalb der Tragflächen liegenden, pendelartig angeordneten Stabilisierungsgewicht. Julius Pompe in Breslau. — Die Pendelbewegungen des Stabilisierungsgewichtes sind durch Anschläge begrenzt, welche das Gewicht in denjenigen Grenzen frei auspendeln lassen, in denen sich beim Aufstieg, beim Abstieg und beim Fliegen in Kurven das Flugzeug gegen die horizontale Lage neigen muß.

281 578. Federnde Befestigung von Steuerflächen für Flugzeuge. Friedrich Sigismund Prinz von Preußen in Potsdam. — Das dargestellte Schwanzruder ist begrenzt durch ein Rahmenstück *a*, welches die beiden Seitenkanten und die Hinterkante bildet. Die an der Vorderkante befindliche Leiste *d* dient zur starren Befestigung an dem Flugzeuggestell.

In der Längsachse (Flugrichtung) des Schwanzruders erstrecken sich Doppelleisten *b*, welche durch in der Querrichtung verlaufende Stäbe *d'* miteinander und mit dem Rahmen *a* verbunden sind.



Zu Nr. 281 578.

Zwischen den beiden der Befestigungsleiste *d* benachbarten Querstäben *d'* sind die biegsamen Elemente *c'* eingeschaltet, und zwar derart, daß jedes derselben an einer der Dopelleisten *b* befestigt ist. Als Material für die biegsamen Elemente *c'* wird zweckmäßigerweise spanisches Rohr verwendet, welches zwischen den Einspannstellen *c* an der Ober- und Unterseite abgeflacht wird.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Aus dem Inhalt des Juni-Juli-Heftes »Motor« (Verlag Gustav Braunbeck G. m. b. H., Berlin W. 35): Das reichhaltige und interessante Heft umfaßt 140 Seiten mit 157 Illustrationen. Der Aufsatz **England als Scheininsel** mit vielen Illustrationen zeigt, wie wenig England bei dem heutigen Stande der Luftfahrt noch eine Insel ist. England ist nur noch eine Scheininsel, und mit den Fortschritten der Flugtechnik wird es die Vorteile seiner insularen Lage ganz verlieren. Ein mit dem Eisernen Kreuz ausgezeichneter Flieger schildert unter dem Titel »Feldflieger an der Front« allerlei Flugbeobachtungen aus Flandern. Bemerkenswert ist auch der Aufsatz »Pariser Fliegerdämmerung«, besonders durch eine Reihe authentischer Aufnahmen aus deutschen Armeeflugzeugen, z. B. das von Schützengräben durchzogene Kriegsgebiet in Flandern, ein ganzes vorgeschobenes Infanteriewerk, ein eingeschossenes Sperrfort und eine ganze Kette von Forts, aufgenommen von Feldfliegern. Hier erhält man wirklich ein Bild des Krieges. Prächtig illustriert ist auch der Aufsatz »U-Boote an der Front« mit nächtlichen Kampfszenen und Periskopbildern. Schließlich ist der Luftkrieg gegen Italien in einer illustrierten Arbeit behandelt. A. V.

Taschenbuch der Kriegsflotten *1915*. (15. Auflage.) Mit teilweiser Benutzung amtlicher Quellen. Herausgegeben von B. Weyer, Kapitänleutnant. Mit 1054 Schiffsbildern, Skizzen und Schattenrissen und zwei farbigen Flaggentafeln. Verlag J. F. Lehmanns Verlag, München. Preis M. 5.—.

Dieses Taschenbuch gibt einen Überblick über die Kriegsschiffe aller Nationen. Es enthält Angaben über die Größe und Geschwindigkeit der Schiffe, den Aktionsradius, die Bewaffnung und Panzerung, das Baujahr, die Leistung der Maschinen, den Kohlenvorrat, kurz alles, was den Fachmann interessiert. In der jetzigen Kriegszeit ist das Buch auch für Laien von großem Wert, um den Kampf zur See zu verfolgen und sich ein Bild über die Verluste an Kriegsschiffen zu machen. A. V.

Handbuch über Lieferungen und Verdingungen für die Militär- und Marineverwaltung *1915/16*. Unter Mitwirkung von Fachkreisen herausgegeben von A. Sudau, Kgl. Garnisonverwaltungsinspektor a. D. Verlag A. Sudau, Berlin-Lichterfelde-W. Preis M. 6,—.

Da in der gegenwärtigen Kriegszeit viele Firmen mit Kriegslieferungen beauftragt sind, die in Friedenszeiten keine Militärlieferungen haben, dürfte das Buch für viele ein willkommener Ratgeber sein.

Frhr. v. Fichard, Sport und Spiel. Verlag Allgemeiner Deutscher Sprachverein. Kl.-Oktav, 89 S. Preis M. 0,60. Aus der Sammlung: Verdeutschungsbücher des Allgemeinen Deutschen Sprachvereins. Nach einem Entwurf des † Prof. Friedr. Wappenhans.

Das Büchlein gibt zunächst eine Erklärung des Begriffes von Sport und Spiel. Es folgt eine Übersicht über die verschiedenen Sportarten und Spiele sowie eine Verdeutschung sportlicher Fremdwörter. Berücksichtigt sind gymnastischer Sport, Waffen-, Wasser-, Winter-, Reit-, Fahr-, Luftsport; ferner Sport-, Brett- und Kartenspiele sowie Unterhaltungs- und Gesellschaftsspiele.

Raum und Zeit im Lichte der neueren Physik. Von H. Witte. Braunschweig 1914, Verlag von Fr. Vieweg u. Sohn. 8°. 84 S. mit 17 Abb. Geh. M. 2,80.

Die vorliegende, als Heft 17 der »Sammlung Vieweg« erschienene Schrift nimmt insofern eine besondere Stellung ein, als im Gegensatz zu den anderen Heften der Sammlung hier eine populäre Darstellungsweise gewählt ist. Das Heft ist als eine elementare Einführung in die immer mehr an Bedeutung gewinnende »Relativitätstheorie« gedacht. Es ist gewiß ein schwieriges Unterfangen, diese neue Lehre der theoretischen Physik ohne mathematische Formeln entwickeln zu wollen; aber dies ist dem Verfasser besonders durch Zuhilfenahme eines von ihm ausgedachten mechanischen Modells in jeder Beziehung vollständig gelungen. Die Darstellungsweise hält sich im wesentlichen an die historische Entwicklung des Relativitätsgedankens und leitet von dem Relativitätsprinzip der alten Mechanik über die Experimentaluntersuchungen zum Nachweis der Existenz des Äthers zu dem neuen, verallgemeinerten Relativitätsprinzip über. In den letzten Kapiteln leistet das erwähnte mechanische Modell gute Dienste. Die Schrift wird jedem mit den Gedankengängen des Relativitätsprinzips noch Unbekannten eine sehr bequeme und, soweit die nichtmathematische Darstellungsweise dies zuläßt, gründliche Einleitung bieten. P. Ludewig.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Im August ds. Js. verloren wir durch den Tod unser hochverehrtes Mitglied, Seine Exzellenz den Wirklichen Geheimen Sanitätsrat Professor Dr. Ehrlich, Frankfurt, den unermüdlichen Forscher auf dem Gebiet der chemisch-therapeutischen Wissenschaft und Entdecker des Salvarsans. Wir sind stolz darauf, daß Exzellenz Ehrlich unserer Gesellschaft angehört hat.

Gleichzeitig erfüllen wir die traurige Pflicht, den Tod unseres Mitgliedes, des Assessor Sticker, Berlin, auf dem Felde der Ehre anzuzeigen. In ihm verlieren wir ein sehr rühriges Mitglied, das sich namentlich um die Herausgabe unserer Veröffentlichungen große Verdienste erworben hat. Leider ist es ihm nicht vergönnt gewesen, eine Vereinigung der von ihm herausgegebenen Hefte: »Luftfahrt und Wissenschaft« mit unseren Veröffentlichungen herbeizuführen. Wir werden sein Andenken stets in Ehren halten.

2. **Ernennungen und Beförderungen:** Unser Mitglied, Seine Durchlaucht Fürst Franz Josef von Jsenburg-Birstein, Staatsherr, Major à la suite der Armee, erbliches Mitglied des Preußischen Herrenhauses und der Ersten Kammer des Großherzogtums Hessen, ist zum Chef der Deutschen Zivilverwaltung von Litauen ernannt worden. — Unser Vorstandsmitglied und Obmann unseres Ausschusses für Aerologie, der Präsident des Deutschen Luftfahrer-Verbandes Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Hergesell, der zurzeit im Großen Hauptquartier auf dem westlichen Kriegsschauplatz weilt, ist zum Major befördert worden.

3. Die Kaiserliche Torpedo-Inspektion Kiel hat an Stelle des Herrn Kapitän zur See Michelsen, Präses des Torpedo-Versuchskommandos, als Vertreter dieser Behörde in unserer Gesellschaft Herrn Korvettenkapitän Weissenborn, Vorstand des Versuchskommandos für F.T., bestimmt.

4. **Verlegung der Geschäftsstelle:** Wir machen wiederholt ergebenst darauf aufmerksam, daß unsere Geschäftsstelle seit den ersten Tagen des September nach Berlin-Charlottenburg, Dahlmannstr. 34 (am Bahnhof Charlottenburg), verlegt ist; Telephonanschluß bleibt: Amt Steinplatz, 6001.

Der Geschäftsführer: Béjeuhr.


Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 30. Oktober 1915. | Heft 19 u. 20.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. — 30. Oktober 1915. — Heft 19 und 20.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Die Bedeutung der vertikalen Luftbewegungen für die Luftfahrt.

Von Dr. Paul Ludewig.

(Fortsetzung und Schluß.)

IV. Die Wirkung einer vertikalen Luftbewegung auf dem Freiballon.

Die Wirkung, welche die vertikalen Luftströmungen auf die Luftfahrzeuge haben, wird in jedem Fall darin bestehen, daß sie ihr Gleichgewicht beeinflußen. Trifft z. B. ein Flieger auf einen nach aufwärts gerichteten Luftstrom, so werden die Tragflächen gewaltsam angehoben, und eine ausgleichende Steuerbewegung ist nötig. Beim absteigenden Luftstrom kann die Wirkung besonders unangenehm sein; die Maschine wird in ihm nicht einfach im freien Fall, sondern noch schneller herabfallen, da der von oben auf die Flügel drückende Luftstrom die Maschine gewaltsam herabdrückt. Der Führer fällt aber nur im freien Fall und daher langsamer als die Maschine und fühlt des wegen die Maschine gewissermaßen unter sich weggezogen, wie es in den oben erwähnten Berichten anschaulich geschildert ist.

Besonderes Interesse bietet das Verhalten des Freiballons im Vertikalstrom, einmal deswegen, weil die hier geltenden Gesichtspunkte auch zum Teil für die Luftschiffe in Betracht kommen — wir erwähnen den Absturz des Marineluftschiffes bei Helgoland —, anderseits weil im Freiballon, wie unten ausführlich beschrieben ist, die bisher einzigen Versuche gemacht sind, um die Art und Stärke der vertikalen Luftströmungen experimentell zu bestimmen.

Ein in der Atmosphäre an einer bestimmten Stelle voll mit Gas gefüllter Freiballon ist infolge des offenen Füllansatzes in bezug auf eine aufwärts oder abwärts gerichtete Kraft nicht in demselben Gleichgewichtszustand. Bei einem nach oben gerichteten Luftstrom tritt eine Sinkkraft ein, die den Ballon nach dem Aufhören der wirkenden Kraft wieder nach unten zieht. Bei einem abwärts gerichteten Luftstrom bewegt sich der Ballon nicht nur so lange abwärts, als die wirkende Ursache besteht, sondern er wird infolge des indifferenten Gleichgewichts, in welchem er sich in diesem Fall als Ballon konstanten Gasgewichts befindet, bis ans Schlepptau herabgedrückt werden. Die vertikalen Luftströme sind daher die größten Feinde des Freiballonführers, die ihn zu unausgesetzter Aufmerksamkeit zwingen. Es ist dabei eine schwierige Frage, wie man sich bei ihrem Auftreten verhalten soll, ob man bei

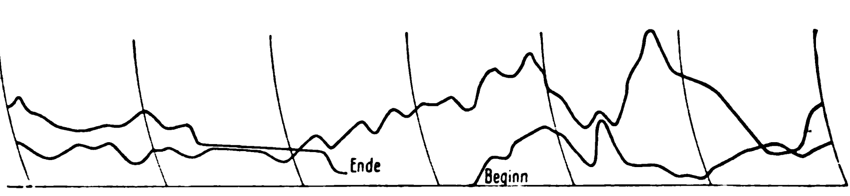


Fig. 3.

aufwärts gerichtetem Luftstrom Ventil ziehen und bei abwärts gerichtetem Ballast geben soll. Allgemein gültige Regeln lassen sich nicht aufstellen, doch wird man meist weder Ventil ziehen noch Ballast geben, da eine Vertikalbewegung gewöhnlich in kurzer Zeit in die umgekehrte Richtung umschlägt. Man wartet daher besonders bei schwachen Bewegungen solange wie möglich mit seinen Gegenmaßregeln. Wie außerordentlich die Höhenkurve eines Freiballons durch

vertikale Luftströme beeinflußt werden kann, zeigt die Fig. 3.

Naturgemäß ist nicht jede Höhenänderung eines Freiballons auf eine vertikale Luftbewegung zurückzuführen. Es lassen sich aber aus den bei jeder Freiballonfahrt vorhandenen Instrumenten indirekte Schlüsse ziehen, ob eine Vertikalbewegung vorhanden ist oder nicht. Es ist dem Verfasser bei einer Anzahl von Freiballonfahrten zum ersten Male gelungen, das Vorhandensein von vertikalen Luftströmen zu registrieren.

V. Die Möglichkeit der Messung der vertikalen Luftbewegungen bei Freiballonfahrten.

Die Versuche stützen sich auf die folgende Überlegung: Die vertikalen Luftströme lassen sich im Freiballon nicht direkt messen, da der Ballon durch sie auch in seiner Höhenlage beeinflußt wird und sich daher Windbewegung und vertikale Ballonbewegung überdecken. Ein Windrädchen, das man so am Freiballon aufhängen würde, daß es nur die vertikale am Ballon entlang streichende Windbewegung mißt, wird nicht nur in Drehung versetzt werden, wenn ein vertikaler Windstrom am ruhenden Ballon entlang fährt, sondern auch dann, wenn der Ballon in ruhender Luft fällt oder steigt. Ist beides zu gleicher Zeit vorhanden, fällt also z. B. der Ballon in einem absteigenden Luftstrom, so überdecken sich die beiden auf das Windrädchen wirkenden Einflüsse. Mit dem Vertikalanemometer allein kann man daher im Freiballon keine direkte Bestimmung der vertikalen Windbewegung ausführen.

Man braucht dazu noch ein zweites Instrument, welches die Vertikalbewegung des Ballons relativ zur Meereshöhe zu messen gestattet. Dazu wurde das bekannte Bestelmeyersche Variometer benutzt, das direkt in Vertikalgeschwindigkeiten, und zwar in Meter pro Sekunde geeicht ist.

Würde man nun mit einem registrierenden Vertikalanemometer die vertikale Windbewegung relativ zum Ballon und mit einem Bestelmeyerschen Variometer die Vertikalbewegung des Ballons relativ zur Meereshöhe messen, so würden verschiedene Fälle eintreten können. Es seien in der Fig. 4a als Abszissen Minuten und als Ordinaten Geschwindig-

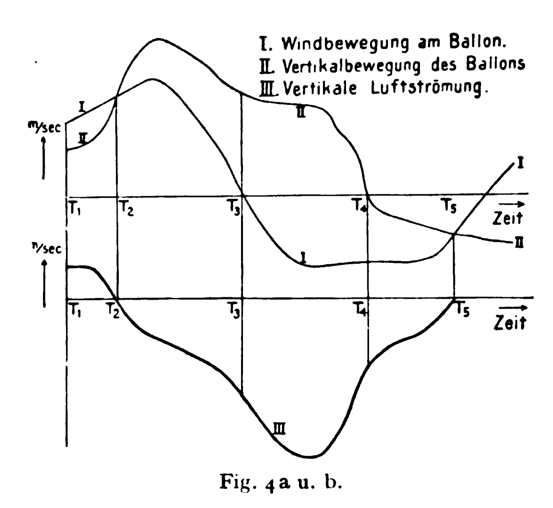


Fig. 4a u. b.

keiten in Meter pro Sekunde aufgetragen. Die Kurve I gebe die Angaben des Vertikalanemometers, die Kurve II die des Bestelmeyerschen Variometers wieder, und zwar ist einer Windgeschwindigkeit von unten und einer Vertikalbewegung des Ballons nach oben das positive Vorzeichen gegeben. Für die Abszisse T_2 sind die beiden Ordinaten gleich. Das würde bedeuten, daß der Ballon in einem ruhenden Luftstrom steigt. Für den Zeitpunkt T_5 gilt entsprechend, daß der Ballon im ruhenden Luftstrom fällt. In dem Zeitintervall T_1 bis T_2 ist die Windgeschwindigkeit am Ballon von unten größer als die Vertikalgeschwindigkeit des Ballons nach oben. Während dieser Zeit würde also ein von unten kommender Luftstrom den Ballon, der ihm nicht vollkommen folgte, nach oben gezogen haben. Entsprechend gilt für das Intervall T_4 bis T_5, daß ein von oben kommender Luftstrom den Ballon nach abwärts treibt. Die eigentliche Geschwindigkeit erhält man durch Subtrahieren der Ordinaten (siehe Fig. 4b), und zwar entspricht einem Luftstrom nach oben die positive Ordinate der Differenzkurve. Zeigt das Variometer keine Bewegung, so geht am ruhenden Ballon eine Windströmung entlang, bei T_4 eine solche von oben nach unten.

Im Intervall T_2 bis T_3 ist die Vertikalbewegung des Ballons nach oben größer als der von unten nach oben am Ballon entlang gleitende Luftstrom. Das heißt also: Der Ballon steigt in einem abwärts gerichteten Vertikalstrom. Im Augenblick T_2 setzt ein von oben kommender Wind ein, der Ballon steigt noch weiter, aber entsprechend nimmt die positive Windgeschwindigkeit ab. Der Wind von oben wird immer stärker, so daß im Zeitpunkt T_3 die Bewegung des Ballons nach oben so gering geworden ist, daß das Vertikalanemometer in der entgegengesetzten Richtung umläuft. Die Differenzkurve der Kurven I und II gibt wieder die wahre Vertikalbewegung der Luft.

In ähnlicher Weise lassen sich alle anderen möglichen Fälle diskutieren. Es ergibt sich, daß man aus den Angaben von Vertikalanemometer und Bestelmeyerschem Variometer in jedem Falle die wahre vertikale Windbewegung bestimmen kann.

VI. Das registrierende Vertikalanemometer.

Das Bestelmeyersche Variometer ließ sich ungeändert zu den Versuchen verwenden. Es wurde während der Fahrt nach jeder Minute abgelesen und aus diesen Ablesungen die Kurve der wahren Höhenbewegung des Ballons erhalten.

Die bisher im Handel befindlichen, für Ballonzwecke geeigneten Vertikalanemometer lassen die Windgeschwindigkeiten nicht an einer Skala ablesen. Es war also ein neues Instrument zu konstruieren, welches in der Umgebung des Nullpunktes sehr empfindlich sein mußte und zugleich eine Registrierung möglich machte. Ferner durfte sein bewegliches System nur geringe Trägheit besitzen, damit es den oft schnell wechselnden Vertikalbewegungen schnell folgen konnte.

Das Problem, eine Drehbewegung zu registrieren, ist bei den in der Technik sehr verbreiteten »Tachometern« gelöst. Jede der hier gebräuchlichen Konstruktionen ist aber für den vorliegenden Zweck nicht zu gebrauchen, da bei ihnen die Energie für die Registrierung aus der Drehbewegung selbst genommen wird. Das ist hier nicht möglich, da sonst in der Umgebung des Nullpunkts ein breiter Bereich vorhanden sein würde, in dem kein Ausschlag erfolgen würde.

Um aber gerade hier eine möglichst große Empfindlichkeit zu haben, blieb nur eine optische Registriermethode übrig. Es wurde durch die Drehbewegung ein Lichtstrahl periodisch abgeblendet und sein Aufblitzen photographisch auf ein vorbeirollendes, lichtempfindliches Band registriert. Zugleich war es nötig, die Drehrichtung mit aufzuzeichnen. Das geschah in folgender Weise:

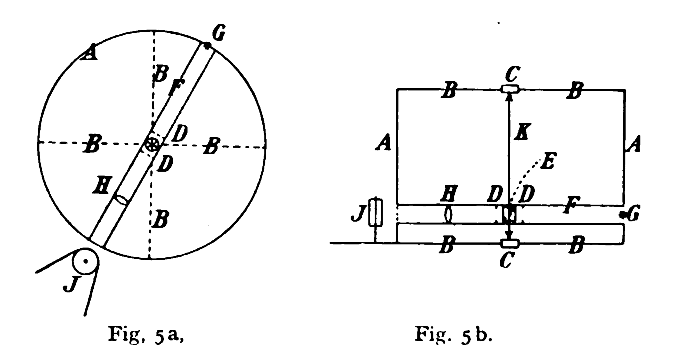


Fig. 5a. Fig. 5b.

Innerhalb eines Zylinders A (vgl. Fig. 5a und 5b) ist in den beiden durch die Verstrebung B getragenen Lagern CC die Achse des Windrädchens gelagert. Die Flügel, die sich in dem oberen Teil des Zylinders A befinden, sind nicht gezeichnet. Quer durch den unteren Teil des Zylinders geht ein Rohr F, das den zur Registrierung nötigen Lichtstrahl leitet. Auf der Achse des Windrädchens, die mitten durch das Rohr F mit genügend Spielraum hindurchgeht, befindet sich innerhalb des Rohres F ein kleiner Messingzylinder E. Dieser

Zylinder ist in Fig. 6a nochmals abgebildet, er enthält quer durch seine Achse hindurch drei Durchbohrungen, die in Winkeln von 60° versetzt sind und sich zugleich in verschiedener Höhe des Zylinders befinden. Wickelt man die Zylinderfläche ab, so erhält man das in Fig. 6b gegebene Bild.

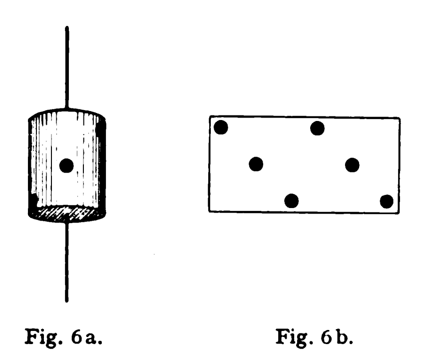


Fig. 6a. Fig. 6b.

Läßt man jetzt durch die kleine, mit Reflektor versehene Glühlampe *G* einen Lichtstrahl durch das Rohr hindurchfallen, so wird er durch das mit den Durchbohrungen versehene Zylinderstück rhythmisch abgeblendet und hindurchgelassen.

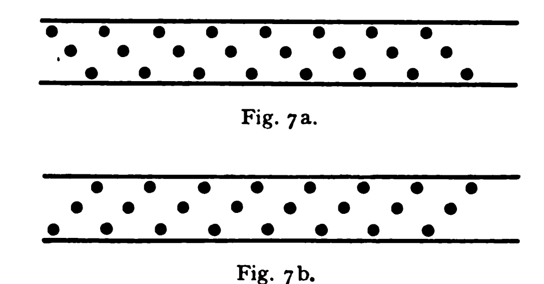


Fig. 7a.

Fig. 7b.

Eine Linse *H* bildet die von dem Lichtstrahl zu durchlaufenden Löcher auf einem über die Rolle *J* laufenden lichtempfindlichen Papier ab. Dreht sich die Achse des Windrädchens, so wird auf dem photographischen Papier ein Bild entstehen, wie es Fig. 7a zeigt; wechselt die Drehrichtung, so entsteht das Bild der Fig. 7b. Die äußere Konstruktion des Anemometers[1]) zeigt die Fig. 8.

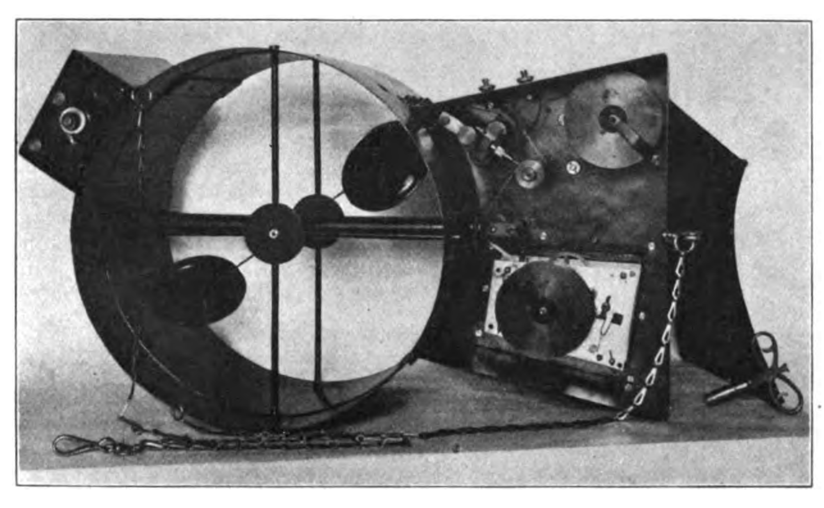


Fig. 8.

Das Windrädchen war zunächst zu eichen. Dazu wurde es in einem 25 m tiefen Schaft mit gleichmäßiger Geschwindigkeit hinauf- und hinuntergezogen. Dies geschah bei einer größeren Anzahl verschiedener Geschwindigkeiten. Die Anzahl der Umdrehungen wurde zu gleicher Zeit gezählt und aus den zusammengehörenden Werten der Umdrehungszahlen und der Vertikalgeschwindigkeiten — die, falls im Schacht eine vertikale Luftströmung durch gutes Schließen sämtlicher Türen usw. vermieden war, der am Apparat entlang streichenden Windströmung entsprechen — die Eichkurven erhalten. Für Aufwärts- und Abwärtsbewegung ergaben sich geringe Abweichungen.

[1]) Der Apparat wird von der Firma Spindler und Hoyer in Göttingen hergestellt.

VII. Die Versuchsresultate.

Bei den beiden unten ausführlicher beschriebenen Freiballonfahrten konnte das Vertikalanemometer naturgemäß nicht in unmittelbarer Nähe des Ballonkorbes aufgehängt werden, da hier die vertikalen Windfäden durch den Korb und den Ballon starke Abweichungen von den in der freien Atmosphäre herrschenden Verhältnissen aufweisen. Es wurde daher etwa 30 m unterhalb des Korbes aufgehängt; denn man kann annehmen, daß dort die Windbewegung vom Ballon noch nicht beeinflußt ist. Der Apparat wurde an zwei Stricken befestigt, um eine Drehung relativ zum Ballon zu vermeiden. Die geringen Drehungen, die der Ballon selbst häufig ausführt, spielen für die Registrierung keine Rolle. Sie geben einen Fehler, der ohne weiteres zu vernachlässigen ist. Vom Windrädchen führte eine elektrische Doppelleitung in den Korb, die hier mit einem Schalter verbunden war. Es war so möglich, vom Korb aus das Zeitmarkenlämpchen einzuschalten. Während der eigentlichen Messung, die bei den beiden Fahrten je über eine Stunde ausgedehnt wurde, wurde in jeder Viertelminute eine Ablesung am Variometer gemacht und im gleichen Augenblick eine Zeitmarke gegeben. Um die vollen Minuten genau festzulegen, wurden sie durch einen Doppelkontakt gekennzeichnet. Auf diese Weise war es möglich, in einwandfreier Weise die zusammengehörenden Werte vom Variometer und Windrädchen nach der Entwicklung des photographischen Streifens herauszufinden.

Die Auswertung der Streifen geschah in der Weise, daß zunächst mit Hilfe der Zeitmarken die für jede Stelle des Streifens gültige Papiergeschwindigkeit ermittelt wurde. Diese war nicht konstant, da sich mit der Zeit der Durchmesser der von dem Uhrwerk getriebenen Papierrolle vergrößerte. Das Vorzeichen der Windgeschwindigkeit ergibt sich in eindeutiger Weise aus der Punktfolge. Je sechs Punkte entsprechen einer Umdrehung des Windrädchens. Die Versuche wurden bei einer größeren Anzahl von Fahrten durchgeführt. An dieser Stelle seien die Resultate von zwei Fahrten wiedergegeben.

Fahrt am 22. Januar 1911. Die Fahrt, die von Herrn H. Rotzoll geführt wurde, war die 112. Fahrt des Ballons »Ziegler« (1500 cbm) des Frankfurter Vereins für Luftfahrt. Der Ballon wurde in Griesheim-Elektrom mit 1000 cbm Wasserstoff gefüllt und erhob sich morgens um 11 Uhr mit 17 Sack Ballast. In 800 m Höhe befand sich eine etwa 100 m dicke, geschlossene Wolkendecke, an deren Inversionsschicht der Ballon zunächst einige Zeit aufgehalten wurde. Dann durchbrach er sie und stieg in vollkommen klaren Himmel bis auf etwa 2500 m. Von dieser Höhe fiel er in 3 Stunden langsam auf die Wolkenschicht wieder herunter. Während dieses Abstiegs wurde die Registrierung ausgeführt. Die Landung erfolgte nachmittags 4 Uhr 10 Min. sehr glatt bei Lengfeld, südöstlich Dieburg.

Die Resultate der Messungen zeigen die Fig. 9 u. 10. Da leider die Flügel des Windrädchens vor der Abfahrt des Ballons durch ein Versehen verstellt waren, konnte die vorher gemachte Eichkurve nicht benutzt werden. Auch bei der Landung hatte der bewegliche Teil ein wenig Schaden genommen, so daß für diese Fahrt keine Eichung vorhanden ist. Es wurde daher als Ordinate für die Windrädchenkurve die Umdrehungszahlen pro Sekunde direkt aufgetragen.

In den Kurzen 9 und 10 ist die Abszisse in Minuten geteilt. Die obere Kurve enthält die Angaben des Bestelmeyerschen Variometers aus den Ablesungen, die alle Viertelminuten im Ballonkorb gemacht wurden. Die Einheit der Ordinate ist 1 m pro Sekunde. Die untere Kurve gibt unter Berücksichtigung des erwähnten Ordinatenmaßstabes den Verlauf der vertikalen Windbewegung am Ballon. Eine Subtraktion der beiden Kurven ist, da sie nicht in gleichen Ordinaten

gemessen sind, in diesem Fall nicht möglich. Jedenfalls zeigt aber die Symmetrie der beiden Kurven, daß bei dieser Fahrt keine vertikalen Windbewegungen vorhanden waren. Das entspricht auch vollkommen dem klaren, ruhigen Wintertag, an dem die Fahrt stattfand.

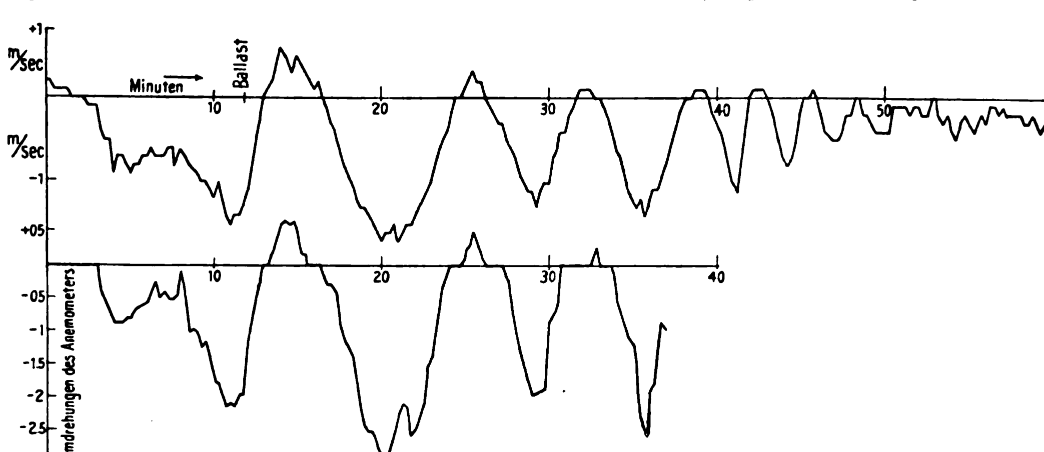


Fig. 9 u. 10.

Während der Registrierung ist der Ballon, wie schon oben erwähnt und wie auch aus den Kurven zu ersehen ist, gefallen. Der Fall war aber kein gleichmäßiger, sondern er ging in eigentümlichen Wellenlinien vor sich. Nach einem starken Fall wurde jedesmal die Fallgeschwindigkeit geringer, hörte dann ganz auf, und der Ballon ging sogar ein Stückchen wieder in die Höhe. Ob dies auf Temperaturschwankungen des Füllgases etwa infolge Strahlung der sonnenbeschienenen Wolkenschicht zurückzuführen war, konnte nicht entschieden werden.

Fahrt am 18. Februar 1911. Die bei dieser Fahrt erhaltenen Resultate lassen eine quantitative Auswertung zur direkten Bestimmung der Vertikalkomponenten des Windes zu.

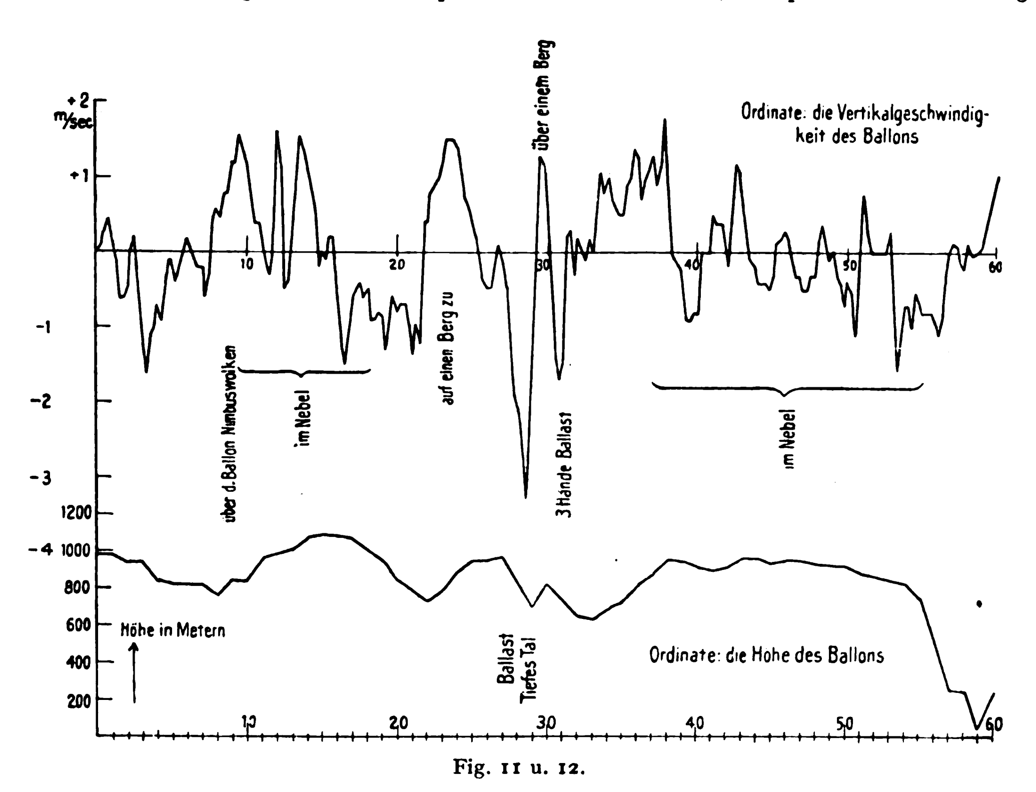


Fig. 11 u. 12.

Die Fahrt ist insofern bemerkenswert, als sie unter ungewöhnlichen meteorologischen Verhältnissen vor sich ging. Die Wetterkarte des Tages zeigt für Mitteldeutschland einen starken Luftdruckgradienten, der einen sehr heftigen horizontalen Wind und für die Fahrt eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 75 km pro Stunde zur Folge hatte.

Durch die Auswertung des mit dem Windrädchen aufgenommenen 20 m langen Streifens ergab sich eine so komplizierte und sekundlich sich ändernde Windbewegung, daß es an dieser Stelle zuviel Platz erfordern würde, alles wiederzugeben. Die Fig. 11 und 12 sollen zunächst eine Übersicht über den ganzen Verlauf der Stunde gestatten, während welcher registriert wurde. Die obere Kurve enthält die in jeder Viertelminute abgelesenen Angaben des Variometers, die untere die in jeder vollen Minute am Barometer abgelesene Höhe des Ballons. Wie man besonders aus der oberen Kurve mit ihren Einzelheiten sieht, ist der Ballon stark hinauf- und heruntergerissen. Während der ganzen Stunde ist nur in der 29. und 30. Minute Ballast gegeben, um den dort einsetzenden Fall abzubremsen. Während der Zeit von der 10. bis zur 20. Minute und von der 38. bis zur 55. Minute befand sich der Ballon ohne Orientierung im Nebel, der allerdings nicht vollkommen dicht, sondern zerrissen war, so daß der Ballon auch ab und zu Sonnenbestrahlung bekam. Dagegen war während der Zeit von der 20. bis zur 35. Minute der Durchblick zur Erde frei und der Ballon nur in geringer Höhe über dem hier sehr bergigen Terrain. Wie man aus den eingeschriebenen Bemerkungen ersieht, folgt der Ballon dem Profil des Geländes. Diese besonders interessante Strecke der Fahrt wird in Fig. 13, die im nächsten Heft zum Abdruck gelangt, eingehend dargestellt.

In der unteren Kurve, die als Differenzkurve die eigentliche vertikale Luftströmung wiedergibt, ist das Vorzeichen so genommen, daß einer Windströmung von oben nach unten das positive Vorzeichen gegeben ist. Das wichtige Resultat, das wir aus den Kurven ziehen, ist: Es bestanden bei dieser allerdings außergewöhnlichen Wetterlage in einigen hundert Metern über dem Boden starke und schnell wechselnde vertikale Luftströmungen, deren Stärke bis zu 3 m/sek beträgt.

Daneben ergibt sich, daß die Ballonbewegung in hohem Maße von dem Profil des Geländes beeinflußt ist. Es läßt sich beieinem Vergleich der Kurven I und II der Einfluß des Geländes, insbesondere das Auftreten von Berg- und Talwinden und ihre Wirkung auf die Ballonbewegung im einzelnen verfolgen.

VIII. Schluß.

Die Resultate dieser beiden Fahrten zeigen deutlich, wie außerordentlich geeignet der Freiballon zur experimentellen Untersuchung der vertikalen Luftströme ist.

In der letzten Zeit ist von H. Gerdien ein neuer Apparat durchkonstruiert, der dem Studium der Windstruktur dienen soll. Um exakte Momentanwerte zu erhalten, benutzt er nicht einen Apparat, der wie das Windrädchen von beweglichen Teilen Gebrauch macht und deswegen immer eine gewisse Trägheit besitzt, sondern das schon früher von Morris zur Messung von Windstärken herangezogene Prinzip, daß von einem Gasstrom eine Kühlwirkung ausgeübt wird, die von der Geschwindigkeit des Gasstromes abhängt. Die Tem-



peratur des Gases ist durch eine sinnreiche Differentialschaltung berücksichtigt. Leider ist die ganze Anordnung heute noch — besonders wenn eine Registrierung nötig ist — so schwer und so diffizil zu handhaben, daß sie wohl im Laboratorium, nicht aber im Freiballon zu verwenden ist.

Der zukünftigen Erforschung der vertikalen Luftströme wird die Aufgabe erwachsen, die beschriebenen Instrumente weiter durchzubilden und durch eine große Anzahl von Freiballonfahrten ein so reiches, statistisches Material zu sammeln, daß man feste Gesetzmäßigkeiten über die Stärke der Vertikalbewegungen in verschiedenen Höhen und Wetterlagen aufstellen kann. Dann wird es auch der praktischen Luftfahrt möglich sein, diese ihre besonderen Feinde mit Erfolg zu bekämpfen.

IX. Literatur.

Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik I. Band, 1912 13, S. 39 ff.

H. Hirth, 20000 km im Luftmeer. Verlag von G. Braunbeck, Berlin, 1913, S. 209.

K. Wegener, Meteorologische Erfahrungen beim Fliegen. Deutsche Luftfahrer-Zeitschrift 18, S. 347, 1914.

W. J. Humphreys, Holes in the air. Smithsonian Report 1912, S. 257 bis 268, 1913.

W. Peppler, Zur Kenntnis der vertikalen Luftbewegungen. Arbeiten des Kgl. Preuß. Aeronautischen Observatoriums zu Lindenberg. Bd. VII, S. 71, 1912.

F. Linke, Aeronautische Meteorologie. München und Berlin 1911.

R. Emden, Grundlagen der Ballonführung. Verlag von Teubner, Berlin 1910.

P. Ludewig, Die Messung vertikaler Luftströmungen. Verlag von G. Hirzel, Leipzig 1911, und Physikalische Zeitschrift XI, S. 543, 1910; XII, S. 1162, 1911.

H. Gerdien, Ein Apparat zur Messung der Windstruktur (Anemoklinograph) der Siemens & Halske A.-G.

Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik, Bd. II, S. 67, 1914.

Morris, The electrical measurement of wind velocity. Engineering, 27. Dezember 1912.

Das Absorptions- und Durchlaßvermögen der Ballonstoffe für strahlende Energie.

Von **Julius Stern.**[1])

(Mitteilung aus dem Laboratorium für technische Physik der Kgl. Technischen Hochschule München.)

Sowohl die Fahrten im Freiballon als auch diejenigen im Motorluftschiff werden zeitlich und ökonomisch nachteilig beeinflußt durch die Gasverluste, welche, ohne daß man sie voraussehen oder vorausberechnen könnte, stets dann eintreten, wenn der Ballon durch die von der Sonne ausgehenden Strahlen erwärmt wird. Die Erhöhung der Temperatur um nur 1° C veranlaßt eine Ausdehnung des Füllungsgases um etwa $\frac{1}{273}$ seines Volumens, und diesem Bruchteil entspricht ein Gasverlust von 0,366%, welcher unbedingt eintreten muß, weil ein Überdruck im Innern des Ballons nicht zulässig ist. Daraus geht schon hervor, welch großes Interesse die Luftschiffahrt daran hat, die Ballonhülle so zu wählen, daß sie bei Sonnenbestrahlung möglichst wenig Wärme aufnimmt. Zwar wissen wir durch die Erfahrung, daß die dunkle Oberfläche bei Bestrahlung in der Regel wärmer wird als die helle, und daß die matte Fläche mehr Strahlung in sich aufnimmt als die glänzende, aber es fehlt noch die genaue zahlenmäßige Angabe, die erst den richtigen Vergleich und damit die Beurteilung der Brauchbarkeit eines Stoffes zuläßt.

Im Laboratorium für Technische Physik der Kgl. Technischen Hochschule München wurde seit längerer Zeit daran gearbeitet, eine zuverlässige Methode für die Bestimmung der Wärmeaufnahmefähigkeit von Ballonstoffen und Ballons zu finden. Im nachfolgenden Aufsatz soll über die Lösung der Aufgabe berichtet werden.[1]) Derselbe zerfällt in folgende Teile: A) Allgemeine Betrachtungen, B) Betrachtungen der Vorgänge beim Ballon, C) Versuchsanordnung, D) Theoretische Bestimmung des Absorptions- und Durchlaßvermögens aus Temperaturmessungen, E) Durchführung und Ergebnisse der Versuche, F) Zusammenfassung.

A. Allgemeine Betrachtungen.

Fällt eine bestimmte Strahlung S[2]) auf die Oberfläche eines beliebigen Körpers, so wird ein Bruchteil dieser Strahlung zurückgeworfen (reflektiert), ein Bruchteil von dem Körper aufgenommen (absorbiert) und ein Bruchteil durch den Körper hindurchgelassen. Nennen wir den reflektierten Bruchteil R, den absorbierten A und den durchgelassenen D, so gilt die Gleichung:

$$RS + AS + DS = S$$

oder

$$R + A + D = 1.$$

Wir bezeichnen

R als Reflexionsvermögen oder kurz als Reflexion
A als Absorptionsvermögen oder kurz als Absorption
D als Durchlaßvermögen oder kurz als Durchlaß
} des Körpers für die Strahlung S.

Ist für einen Körper

$R = 1$, so nennen wir ihn absolut reflektierend,
$A = 1$, » » » » » schwarz,
$D = 1$, » » » » » durchlässig.

Will man für einen Stoff das Reflexions-, Absorptions- und Durchlaßvermögen ermitteln, so kann man z. B., wie es bei den nachstehend beschriebenen Versuchen geschehen ist, A und D experimentell bestimmen und dann R mit Hilfe der obigen Gleichung berechnen.

Die Bestimmung des Absorptionsvermögens erfolgt auf Grund der Tatsache, daß ein Körper strahlende Energie im allgemeinen nur unter gleichzeitiger Änderung der Energieform in sich aufnehmen kann. In der Hauptsache wird die Strahlung im vorliegenden Falle der Ballonstoffe durch die Absorption in Wärme verwandelt. Wir können dann A direkt an der Temperaturerhöhung messen, welche der bestrahlte Körper erleidet, wenn uns die auftreffende Strahlung bekannt ist.

Ebenso bestimmen wir das Durchlaßvermögen D durch die Temperaturerhöhung, die ein hinter dem Ballonstoff befindlicher Körper infolge der Absorption der von dem Stoff hindurchgelassenen Strahlung erfährt.

Die zur experimentellen Bestimmung von A und D führenden Formeln ergeben sich aus den Strahlungsgesetzen.

---

[1]) Die Fertigstellung der nachstehenden Abhandlung fiel in die Kriegsjahre und ist durch diese wesentlich bedingt. Herr Stern hat die Arbeit begonnen und wollte sie im Wintersemester 1914/15 beenden. Es war ihm dies jedoch nicht möglich, da er bei Kriegsausbruch zum Heere eingezogen wurde. Vorübergehend war er in München in Garnison tätig und hat in dieser Zeit Herrn Dipl.-Ing. Gustav Ad. Nusser in die Untersuchungsmethode so weit eingeführt, daß dieser eine Anzahl von Kontrollbeobachtungen anstellen konnte, welche in der nachstehenden Abhandlung benutzt worden sind. Als auch Herr Nusser zu kriegstechnischer Tätigkeit eingezogen wurde, hat der geprüfte Lehramtskandidat Herr Ludwig Schmidhuber die Auswertung der Beobachtungen ausgeführt, während ich selbst zum großen Teile die Abfassung des Versuchsberichtes und die Drucklegung übernommen habe.

Es mußten sich somit 4 Personen in die wissenschaftliche Verantwortung der Abhandlung teilen, da es nur auf diese Weise möglich war, wenigstens die Ergebnisse der von Herrn Stern bereits abgeschlossenen Versuchsreihen noch vor Beendigung des Krieges zu veröffentlichen. — Die Untersuchung einiger weiterer Ballonstoffe, die Herr Stern nicht mehr vornehmen konnte, wird er vielleicht in Friedenszeiten später nachholen.

Prof. Dr. Knoblauch.

[1]) Eine vorläufige Mitteilung der Beziehung zwischen der Temperatur des bestrahlten Stoffes und der Ventilationsgeschwindigkeit der an ihm vorbeistreichenden Luft ist veröffentlicht worden in der Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1914, S. 258.

[2]) Gemessen durch die Wärme-Einheiten (WE.), die von einer Strahlungsquelle in der Zeiteinheit (Std.) auf die Flächeneinheit (m²) eines Körpers im Abstande r (m) senkrecht auftreffen.

Neben der Fähigkeit, Strahlen in sich aufzunehmen und in Wärme zu verwandeln, besitzt nämlich jeder Körper (dessen Temperatur höher als -273^0 ist) die Fähigkeit, die in ihm als Wärme aufgespeicherte Energie auszustrahlen. Dieses Ausstrahlungs- oder Emissionsvermögen oder kurz die Emission eines Körpers bezeichnen wir mit E.

Nach dem Kirchhoffschen Gesetz hat der Quotient $\frac{E}{A}$ für alle Körper ein und denselben, nur von der Temperatur abhängigen Wert, so daß $\frac{E}{A} = \text{const.}$ zu setzen ist. Dabei ist zu bemerken, daß das Kirchhoffsche Gesetz nicht nur für die gesamte Strahlung sondern auch für jede einzelne Wellenlänge gilt, so daß also die Konstante des Gesetzes zwar von der Natur des Körpers unabhängig, jedoch eine Funktion von Wellenlänge und Temperatur ist.

Bezeichnen wir mit E_1 das Emissionsvermögen eines absolut schwarzen Körpers, dessen Absorption (A_1) unabhängig von der Temperatur immer gleich 1 ist, so ist bei jeder beliebigen Temperatur:

$$\frac{E_1}{A_1} = \frac{E}{A} = \text{const}$$

oder

$$\frac{E}{A} = E_1$$

Das Verhältnis von E zu A für einen beliebigen Körper ist also immer gleich E_1, der Emission des absolut schwarzen Körpers, bei derselben Temperatur.

Nach dem Stefanschen Strahlungsgesetz ist die Emission des absolut schwarzen Körpers von der absoluten Temperatur T:

$$E_1 = \sigma T^4.$$

Bei der gleichen Temperatur T ist demnach für einen beliebigen Körper:

$$E = A \sigma T^4.$$

Auf jede Oberflächeneinheit eines Körpers möge in der Zeiteinheit eine bestimmte Strahlung S auftreffen, und es möge sich der Körper im stationären Zustand der Temperaturverteilung befinden, in welchem sich seine Temperatur mit der Zeit nicht ändert, weil die Wärmeaufnahme durch Strahlung gleich der Wärmeabgabe an die Umgebung ist. Die Abgabe möge allein durch Strahlung, dagegen nicht auch durch Leitung und Strömung erfolgen (welche Annahme bei einem Ballon in großer Höhe zulässig ist).

Da die Absorption pro Zeit- und Flächeneinheit gleich AS und die Emission pro Zeit- und Flächeneinheit E gleich $A \sigma T^4$ ist, so folgt:

$$AS = A \sigma T^4 \text{ oder } T = \sqrt[4]{\frac{S}{\sigma}}.$$

Hieraus ist ersichtlich, daß bei einem »reinen« Strahlungsvorgang die Temperatur des Dauerzustandes unabhängig von dem Absorptionsvermögen des Körpers ist.[1])

Wird nicht die ganze Oberfläche des Körpers, sondern (wie z. B. bei einem Ballon) nur ein Teil f bestrahlt, während die Gesamtoberfläche F emittiert, so lautet die Gleichung:

$$ASf = A \sigma T^4 F,$$

und es ist:

$$T = \sqrt[4]{\frac{S}{\sigma} \frac{f}{F}}.$$

In diesem Falle ist also ebenfalls T unabhängig von A.

Dies trifft jedoch nicht zu, wenn der Körper nicht auf der ganzen Oberfläche dasselbe Absorptionsvermögen besitzt. Hat beispielsweise die bestrahlte Fläche f das Absorptionsvermögen A, die übrige Fläche F' dagegen das Absorptionsvermögen A', so ist:

$$ASf = A \sigma T^4 f + A' \sigma T^4 F',$$

[1]) K. Bassus und A. Schmauß: »Zur Füllungstemperatur des Freiballons«. Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1912, S. 258. — R. Emden, ebenda 1912. S. 315 und Sitzungsbericht der Kgl. bayer. Akad. d. Wissensch., Math., phys. Kl. 1913, S. 80.

und es wird:

$$T = \sqrt[4]{\frac{SAf}{\sigma(Af + A'F')}}.$$

Die Temperatur, welche der Körper für den Fall des Strahlungsgleichgewichtes annimmt, ist also sowohl von A als auch von A' abhängig. Um die Diskussion dieser Abhängigkeit zu vereinfachen, nehmen wir an, daß f gleich F' ist, daß also die eine Hälfte des Körpers bestrahlt wird, die andere hingegen nur ausstrahlt. Alsdann ist:

$$T = \sqrt[4]{\frac{S}{\sigma}} \sqrt[4]{\frac{A}{(A + A')}}.$$

Der Faktor $\sqrt[4]{\frac{A}{A + A'}}$ ist nun gleich $\sqrt[4]{\frac{1}{2}} = 0{,}841$ für $A' = A$; gleich 1 für $A' = 0$; er liegt also zwischen 0,841 und 1 für $A' < A$. Wird $A' > A$, so wird der Wert der Wurzel $< 0{,}841$, und wird endlich $A' = 1$, so nimmt er um so mehr ab, je kleiner A ist. Ist z. B. für $A' = 1$

$A = 0{,}8$, so wird der Wurzelwert gleich 0,816,
ist $A = 0{,}2$, » » » » » 0,64.

Das geringere Absorptionsvermögen der nicht bestrahlten Fläche erhöht also die Temperatur, ein größeres erniedrigt sie.

In Wirklichkeit werden wir es nie mit einem reinen Strahlungsvorgang zu tun haben. Wohl wird oft die Wärmezufuhr durch Strahlung stattfinden, aber die Wärmeabfuhr wird teils durch Strahlung, teils durch Leitung und Strömung des den Körper umgebenden Mediums (meist Luft) erfolgen.

In diesem Falle muß die Temperatur T des Körpers niedriger sein als bei reiner Strahlung; denn wenn die durch Leitung und Strömung abgegebene Wärme mit K bezeichnet wird, so ist im stationären Zustand eines Körpers, dessen gesamte Oberfläche bestrahlt wird, jetzt

$$AS = A \sigma T^4 + K$$

und

$$T = \sqrt[4]{\frac{S}{\sigma} - \frac{K}{A\sigma}}.$$

T ist um so kleiner, je größer $\frac{K}{A\sigma}$, also je größer K oder je kleiner A ist. Selbst bei dem größtmöglichen Absorptionsvermögen $A = 1$ ist die Temperatur noch niedriger als bei reiner Strahlung, und zwar um so niedriger, je größer K ist.

Diese Folgerung steht in vollem Einklang mit den Erfahrungen des täglichen Lebens. Will man sich im Winter gegen Wärmeverlust schützen, so wählt man nicht lediglich eine Kleidung mit größerem Absorptionsvermögen, sondern vielmehr in erster Linie eine solche, welche die Wärmeableitung durch die Luft verhindert. Ferner ist es jedem bekannt, daß man sich im Sommer die angenehmste Abkühlung zuteil werden läßt, wenn man für hinreichenden Luftzug (also für Ventilation oder künstliche Konvektion) sorgt.

B. Betrachtungen der Vorgänge beim Ballon.

Wenden wir uns nun einem von der Sonne bestrahlten Ballon zu, also einem dünnwandigen Hohlkörper, welcher mit einem Gas angefüllt ist. Die Erwärmung des Gases, um die es sich in der Hauptsache handelt, erfolgt auf zweierlei Weise: durch Absorption von Strahlung durch das Gas und durch Wärmeübertragung infolge Berührung des Gases mit der durch die Strahlung erwärmten Ballonhülle. Die Erwärmung des Gases durch Absorption strahlender Energie können wir vernachlässigen, denn das Absorptionsvermögen der Füllungsgase ist sehr gering. Es bleibt demnach nur der direkte Wärmeübergang von der Hülle an das Gas. Dieser Vorgang ist sehr kompliziert.

Kommt ein Gasteilchen an die erwärmte Hülle, so nimmt es von dieser Wärme auf und leitet sie an die benachbarten Gasteilchen weiter. Gleichzeitig dehnt sich aber der erwärmte Teil des Gases aus, wird spezifisch leichter und steigt in die Höhe. Durch diese Aufwärtsbewegung wird tieferen Gasteilchen Platz gemacht, welche nun ebenfalls mit der Hülle in

Berührung kommen und infolge der Erwärmung an der Vertikalbewegung teilnehmen. Auf diese Weise bildet sich eine Strömung, welche man als Konvektionsströmung oder Konvektion bezeichnet. Der gleiche Vorgang, aber in entgegengesetzter Richtung, spielt sich an dem nicht durch direkte Strahlung erwärmten Teil der Hülle, ab. Hier ist die Temperatur des Gases höher als die der Hülle und es bildet sich ein nach unten gerichteter Konvektionsstrom. — Das Gas befindet sich also bei einem bestrahlten Ballon in einem ständigen Kreislauf, so daß keine großen Temperaturunterschiede in ihm eintreten können[1]). Wenn der Ballon von horizontalen oder schräg von unten kommenden Sonnenstrahlen getroffen wird, also der am stärksten erwärmte Teil der Hülle möglichst tief liegt, muß die Durchmisching des Gases am vollkommensten sein. Ist hingegen vertikale Bestrahlung vorhanden, so kann eine Konvektion nicht auftreten, es findet dann vielmehr eine Schichtung des Gases statt, derart, daß die Temperatur von oben nach unten ständig abnimmt.

Auch die den Ballon umgebende Luft wird in ähnlicher Weise durch Berührung mit der warmen Hülle in Bewegung gesetzt, so daß wir auch von einer äußeren Konvektion reden können. Befindet sich ohnedies die Luft relativ zum Ballon in Bewegung (beim Steigen oder Fallen eines Freiballons oder beim Fahren eines Motorballons), so spricht man in der Luftschiffahrt von Ventilation des Ballons. Konvektion und Ventilation bewirken natürlich eine wesentliche Temperaturerniedrigung der Hülle und infolgedessen auch des Gases.

In der Hauptsache wird es sich also um die Feststellung handeln, welche Temperatur die Hülle bei Bestrahlung annimmt. Dabei kommt es nicht nur auf diejenigen Strahlen an, welche von der Außenseite der Hülle absorbiert werden, sondern auch auf diejenigen, welche durch die Hülle hindurch ins Balloninnere gelangen und von der gegenüberliegenden Innenseite absorbiert werden.

Betrachten wir die Ballonkugel unter dem Einfluß eines auftreffenden Sonnenstrahles und bezeichnen wir das Reflexions-, Absorptions- und Durchlaßvermögen des ganzen Ballons mit R, A und D, die entsprechenden Größen für die Hülle mit r, a und d, wenn die Strahlung an der Außenseite auftrifft, mit r_i, a_i und d_i, wenn dies an der Innenseite geschieht. Alsdann läßt sich das Absorptionsvermögen A des Ballons ermitteln aus den beiden soeben definierten Absorptionsvermögen a und a_i des Ballonstoffes und aus dessen Durchlaßvermögen d.

Greifen wir nämlich ein Flächenelement δF der Ballonhülle heraus und nehmen an, daß es unter dem Winkel α gegen das Einfallslot von der Strahlung S getroffen wird, so wird absorbiert: $a S \cos\alpha \cdot \delta F$, wenn S, wie oben, die Anzahl von Wärmeeinheiten bedeutet, die in einer Stunde auf 1 qm senkrecht auftreffen. Reflektiert wird $r S \cos\alpha \cdot \delta F$ und durchgelassen $d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F$. Der Strahlungsanteil $a S \cos\alpha \cdot \delta F$ wird zweifellos zur Erwärmung des Ballons beitragen, während dies bei $r S \cos\alpha \cdot \delta F$ ebenso zweifellos nicht der Fall sein kann.

Der Bruchteil $d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F$ gelangt ins Innere des Ballons und durchstrahlt zunächst gemäß der gemachten Annahme ohne weitere Einbuße an Energie das Füllungsgas, bis er auf die gegenüberliegende Wand auftrifft. Hier wird wieder ein Bruchteil nämlich $a_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F$ absorbiert, ein Bruchteil nämlich $r_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F$ reflektiert und ein Bruchteil nämlich $d_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F$ durchgelassen. Dieser Vorgang wiederholt sich unendliche Male; so daß sich die ins Innere gelangte Strahlung zerlegen läßt in:

Von der Hülle absorbierte Strahlung:

$$\begin{aligned} & a_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ + & a_i r_i \, d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ + & a_i r_i^2 d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ + & a_i r_i^3 d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ & \vdots \\ + & a_i r_i^n d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ \hline = & a_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \, (1 + r_i + r_i^2 + r_i^3 + \cdots r_i^n). \end{aligned}$$

[1]) Vgl. K. Bassus und A. Schmauß; Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1911. S. 216.

und von der Hülle ins Freie gelassene Strahlung:

$$\begin{aligned} & d_i \cdot d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ + & d_i \cdot r_i \, d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ + & d_i \cdot r_i^2 d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ + & d_i \cdot r_i^3 d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ & \vdots \\ + & d_i \cdot r_i^n d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \\ \hline = & d_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \, (1 + r_i + r_i^2 + r_i^3 + \cdots r_i^n). \end{aligned}$$

Da r_i ein echter Bruch ist und $n = \infty$ gesetzt werden kann, wird die geometrische Reihe:

$$1 + r_i + r_i^2 + r_i^3 + \cdots r_i^n = \frac{1}{1 - r_i}.$$

Von der ins Innere des Ballons gelangten Strahlung wird demnach absorbiert:

$$a_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{1 - r_i},$$

ins Freie gelassen:

$$d_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{1 - r_i}.$$

Vorher war von der Außenseite der Ballonhülle schon absorbiert worden: $a S \cos\alpha \cdot \delta F$ und reflektiert worden: $r S \cos\alpha \cdot \delta F$.

Insgesamt wird also von der auf das Flächenelement δF der Ballonhülle auftreffenden Strahlung absorbiert:

$$a S \cos\alpha \cdot \delta F + a_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{1 - r_i}$$

und nicht absorbiert:

$$r S \cos\alpha \cdot \delta F + d_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{1 - r_i}.$$

Oben war das Absorptionsvermögen des Ballons mit A, sein Reflexionsvermögen mit R und das Durchlaßvermögen mit D bezeichnet worden. Die gesamte von dem Flächenelement δF absorbierte Strahlung ist also anderseits $A S \cdot \cos\alpha \cdot \delta F$ und die gesamte reflektierte und durchgelassene Strahlung $R S \cos\alpha \cdot \delta F + D S \cos\alpha \cdot \delta F$.

Es ist demnach:

$$A S \cos\alpha \cdot \delta F = a S \cos\alpha \cdot \delta F + a_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{1 - r_i}$$

und

$$(R + D) S \cos\alpha \cdot \delta F = r S \cos\alpha \cdot \delta F + d_i d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{1 - r_i}$$

Da $r_i + a_i + d_i = 1$ ist, wird $1 - r_i = a_i + d_i$. Hierin darf noch d_i durch d ersetzt werden, da das Durchlaßvermögen eines Körpers dasselbe sein muß, ob die Strahlung ihn von der Vorder- oder Rückseite trifft[1]).

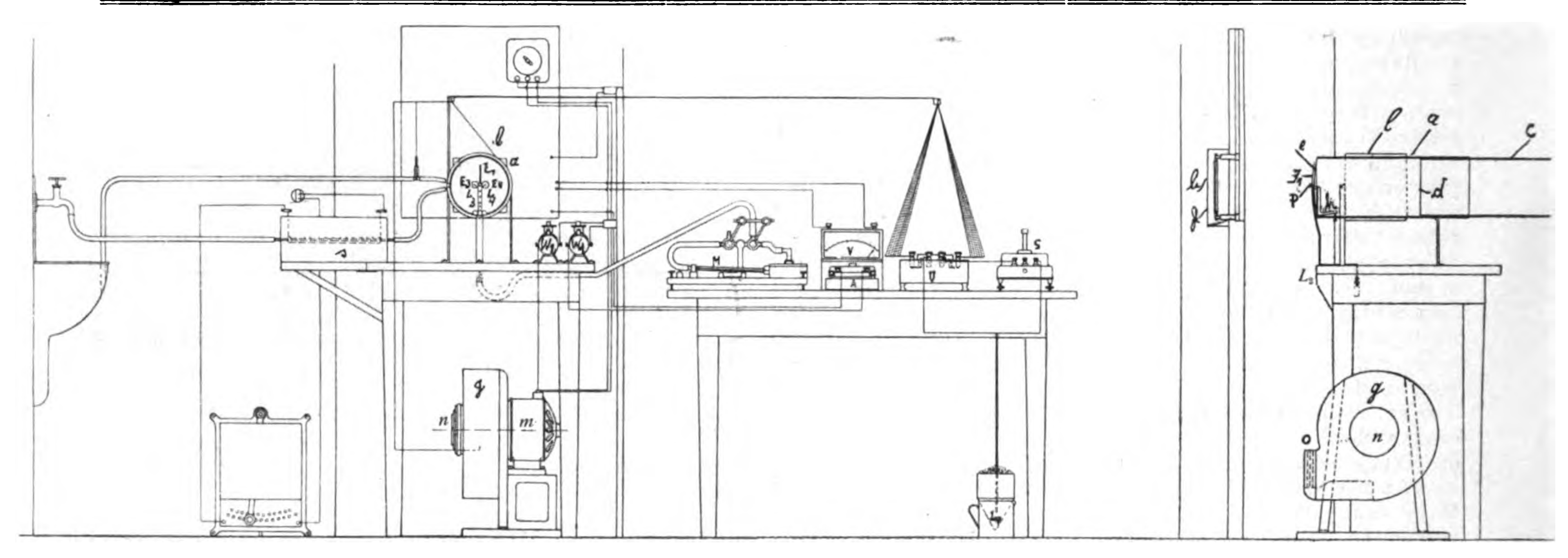
[1]) Dies ergibt sich z. B. durch folgende Überlegungen: Die Begrenzungsfläche eines zylindrischen, luftleeren Hohlraumes sei an den beiden Grundflächen absolut schwarz, an der Zylinderfläche absolut spiegelnd. Beide Grundflächen sowie die ganze Umgebung mögen die Temperatur T haben. Teilt man den Hohlraum durch Einschalten eines den Grundflächen parallel angebrachten Stoffes, der vorher auch auf die Temperatur T gebracht sein möge, in zwei Teile, so kann hierdurch selbstverständlich die Temperaturverteilung nicht geändert werden.

Die Temperaturkonstanz kann aber anderseits nur dann erhalten bleiben, wenn von der Unterseite des Stoffes nach der unteren Grundfläche genau ebensoviel Wärme abgegeben wird wie von der Oberseite des Stoffes nach der oberen Grundfläche. Bezeichnet man nun das Emissions-, Absorptions-, Reflexions- und Durchlaßvermögen des Stoffes an der Unterseite mit e_u, a_u, r_u, d_u und an der Oberseite mit e_o, a_o, r_o, d_o und endlich das Emissionsvermögen der beiden schwarzen Grundflächen mit e, so geht von der Unterseite infolge von Eigenstrahlung, Reflexion und Durchlässigkeit die Strahlung aus

$$e_u + e r_u + e d_o.$$

Die entsprechende Größe für die Oberseite ist

$$e_o + e r_o + e d_u.$$



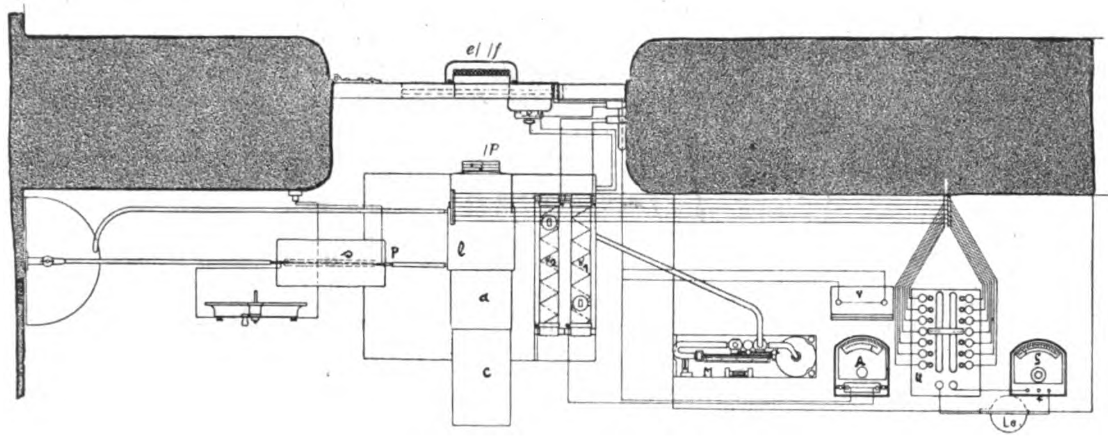


Fig. 1.

Setzen wir ein $1 - r_i = a_i + d$, so erhalten wir:

$$A \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F = a\, S \cos\alpha \cdot \delta F + a_i\, d \cdot S \cos\alpha \cdot \delta F \frac{1}{a_i + d}$$

oder

$$A = a + \frac{a_i \cdot d}{a_i + d} \quad \ldots \ldots \quad 1)$$

und ebenso

$$R + D = r + \frac{d^2}{a_i + d}.$$

Addiert man zur Kontrolle die rechten und linken Seiten dieser Gleichungen, so erhält man $A + R + D = a + r + d = 1$, wie es der Definition der betreffenden Größen entspricht.

---

und es muß sein

$$e_u + er_u + ed_o = e_o + er_o + ed_u.$$

Da nach dem Kirchhoffschen Gesetze

$$e_u = ea_u \text{ und } e_o = ea_o,$$

so ergibt sich weiter

$$ea_u + er_u + ed_o = ea_o + er_o + ed_u$$
$$a_u + r_u + d_o = a_o + r_o + d_u.$$

Nun ist aber

$$a_u + r_u = 1 - d_u$$
$$a_o + r_o = 1 - d_o$$

also auch

$$1 - d_u + d_o = 1 - d_o + d_u$$

und daher endlich

$$d_o = d_u,$$

was zu beweisen war.

Mit Hilfe der Formel: $A = a + \frac{a_i \cdot d}{a_i + d}$ kann man das Absorptionsvermögen eines Ballons ermitteln, wenn man das äußere und innere Absorptionsvermögen der Hülle und außerdem ihr Durchlaßvermögen kennt.

Der Erläuterung, wie diese drei Größen a, a_i und d experimentell bestimmt worden sind, sei die Beschreibung der Versuchsanordnung vorausgeschickt.

C. Versuchsanordnung.

Auf Grund der bei einer Reihe von Vorversuchen gesammelten Erfahrungen wurde die nachstehend beschriebene Versuchsanordnung gewählt, deren Einzelheiten aus der Zeichnung (Fig. 1) und der Photographie (Fig. 2) zu ersehen sind.

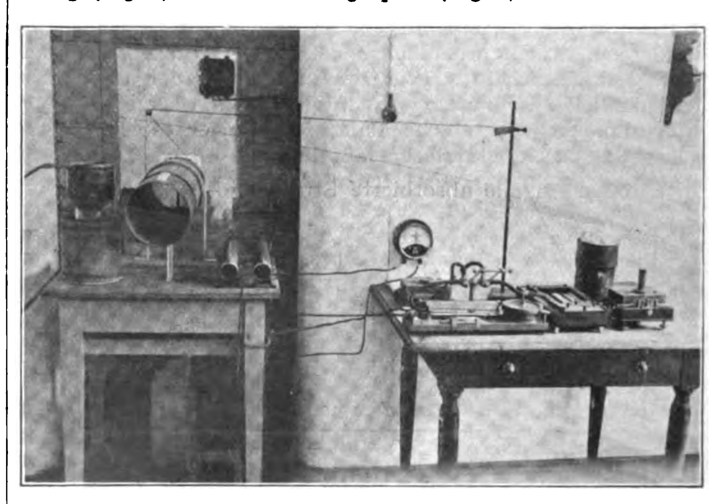
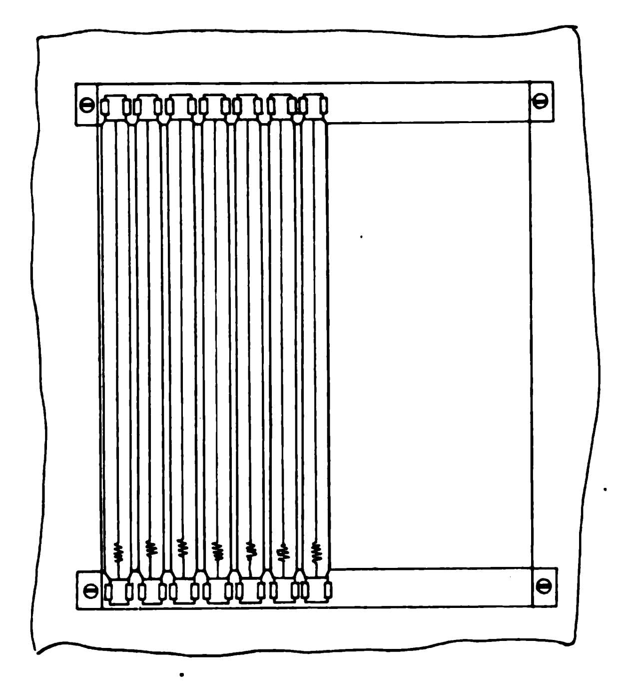


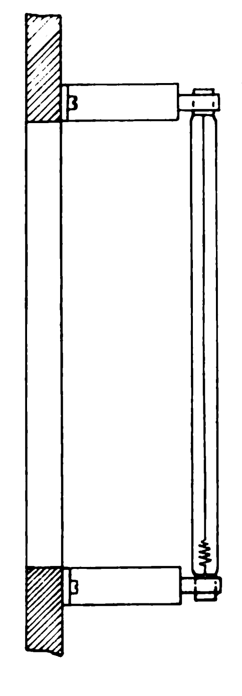
Fig. 2.

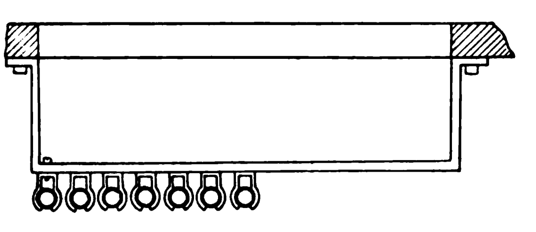
1. Aufspannvorrichtung für den Ballonstoff

(s. auch Fig. 5).

Von dem zu untersuchenden Stoff wurde ein kreisrundes Stück *e* über das eine Ende eines beiderseits offenen Preßspanrohres *a* (wie es von den Elektromotorfabriken zum Isolieren der Anker verwendet wird) ausgespannt und von der Außenseite mit einer konstanten Lichtquelle *b* bestrahlt. Das Rohr, welches fernerhin als Versuchstrommel bezeichnet werden soll, hatte 20 cm Durchmesser, 50 cm Länge und 2,5 mm Wandstärke. In das hintere Ende desselben ist ein zweites Preßspanrohr *c* von etwas geringerem Durchmesser mit möglichst gutem Anschluß an das erstere hineingeschoben, welches an seinem vorderen Ende mit einer dünnen Haut *d* aus Kollodium verschlossen ist. Das zweite Rohr kann in dem ersten verschoben werden und hat den Zweck, den Luftraum hinter dem zu untersuchenden Stoff einerseits durch die Kollodiumhaut abzuschließen, anderseits je nach Bedürfnis durch Verschiebung des inneren Rohres zu vergrößern oder zu verkleinern. — Das Rohr *a* ruht auf drei Füßen, welche auf der Platte eines Tisches befestigt sind. Auf die vordere Rohröffnung wird für den Versuch das kreisförmige Stück *e* des zu untersuchenden Stoffes von etwa 25 cm Durchmesser in der Weise gespannt, daß ein entsprechend der Stoffstärke verstellbarer Spannring *r* darüber gestreift wird.







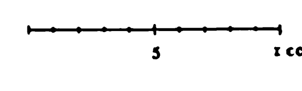


Fig. 3.

2. Die Strahlungsquelle.

Große Schwierigkeiten bereitete die Notwendigkeit der konstanten Bestrahlung des Versuchsstoffes. Anfänglich wurde die Sonne als natürlicher Strahler zu Hilfe genommen. Da jedoch diese Bestrahlung ständig ihre Intensität und Richtung änderte (wenn sie überhaupt im Bedarfsfalle zu sehen war), mußte einer künstlichen Bestrahlung der Vorzug gegeben werden. Nach vielen vergeblichen Versuchen mit elektrischen Bogenlampen wurde schließlich ein Strahler konstruiert, wie ihn die Fig. 3 und die Photographie (Fig. 4) darstellen. 15 Kohlefadenlampen[1]) mit linearem, bei Wärmeausdehnung durch eine kleine Feder angespanntem Faden bilden die strahlende Fläche dieses Strahlers. Die Lampen werden von Klemmen gehalten, sind also auswechselbar. Ein aus hochglanzpoliertem, vernickeltem Stahlblech hergestellter Reflektor *f* verstärkt die Intensität der Strahlung in der gewünschten Richtung (Fig. 4 zeigt ihn halb abgehoben). Eingebaut ist der Strahler in einem Nebenraum an der Verbindungstür zum Versuchsraum. Er sendet seine Strahlung durch eine Öffnung in der Türe auf den im Abstand von 33 cm von der Strahlungsebene auf der Versuchstrommel aufgespannten Ballonstoff. Der Mittelpunkt der strahlenden Fläche, welche natürlich dem aufgespannten Ballonstoff parallel ist, befindet sich in der Verlängerung der Achse der Versuchstrommel. Der dem Strahler zugeführte Strom einer Akkumulatorenbatterie von maximal 120 Volt Spannung kann durch einen Widerstand W_1 reguliert werden. Ein Voltmeter V und ein Amperemeter A gestatten die Kontrolle der dem Strahler zugeführten Energie, welche wiederum als Maß für die von demselben ausgehende Strahlung genommen wird.

3. Vorrichtung zur Temperaturmessung

(Fig. 1 u. 5).

Die experimentelle Bestimmung des Absorptions- und Durchlaßvermögens der Ballonstoffe kann gemäß den im folgenden Abschnitt D angestellten Überlegungen auf die Messung einer Anzahl von Temperaturen zurückgeführt werden, die sich infolge der Bestrahlung mit der soeben beschriebenen Lichtquelle auf oder hinter dem Versuchsstoff einstellen. Es sind je nachdem vier oder fünf solche Temperaturmessungen vorzu-

[1]) Bezogen von der Allgemeinen Licht-Gesellschaft m. b. H. in Berlin W.

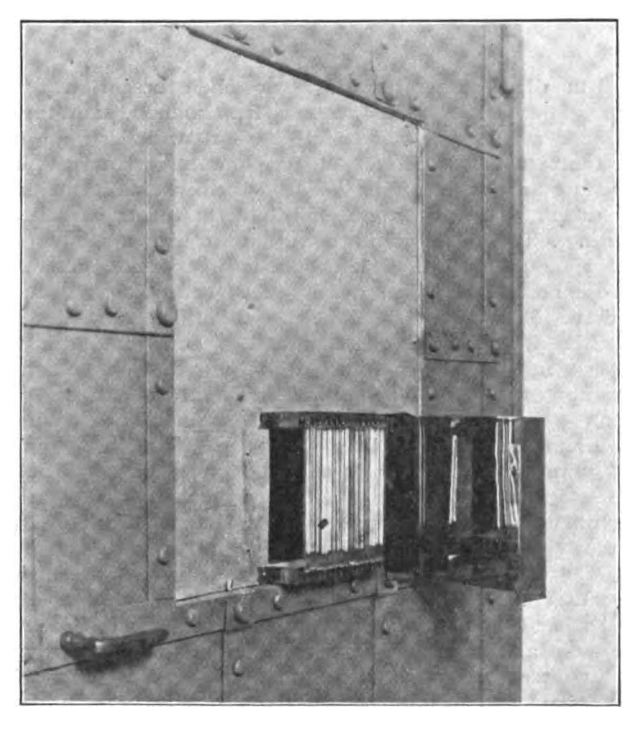
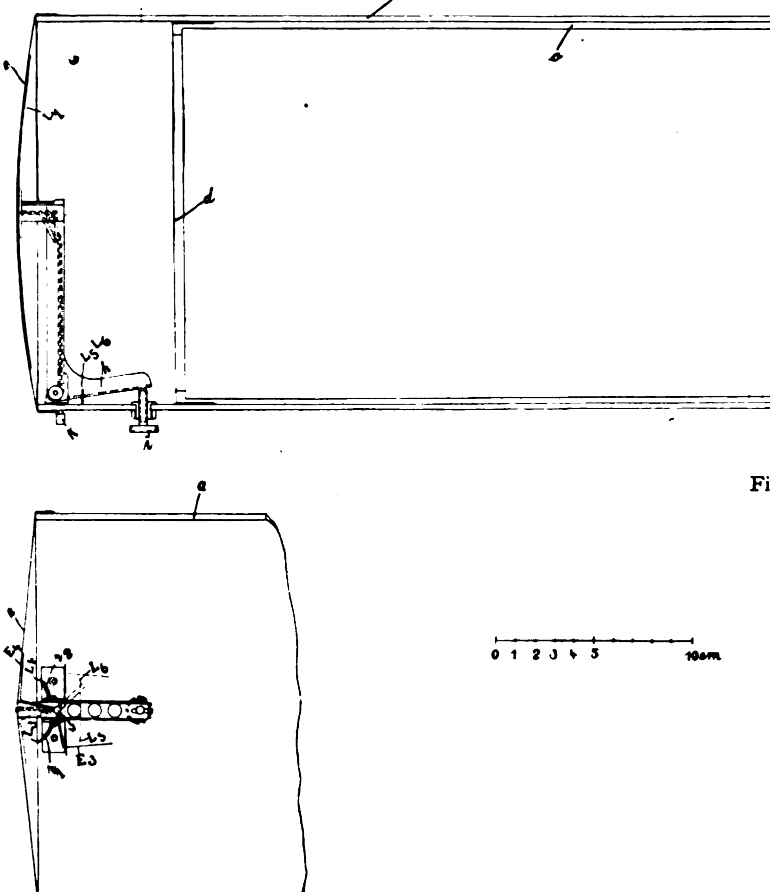
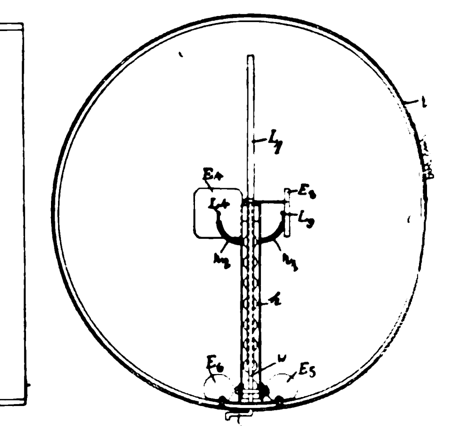


Fig. 4.

nehmen: 1. am Ballonstoff in seinem natürlichen Zustande, 2. am Ballonstoff, nachdem derselbe mit Ruß geschwärzt ist, 3. zuweilen auch am Ballonstoff in seinem natürlichen Zustande, aber nach Umkehrung desselben bei Bestrahlung seiner Rückseite, 4. hinter dem Ballonstoff in seinem natürlichen Zustande, 5. hinter dem Ballonstoff an einer Stelle, wo der Stoff durch ein möglichst dünnes Kollodiumhäutchen ersetzt ist. — Alle diese Temperaturen wurden mit Thermoelementen aus Eisen-Konstantan bestimmt. Dieselben hatten 4 m Länge und bestanden aus Eisendraht von 0,2 mm und Konstantandraht von 0,3 mm Stärke. Ihre Eichung geschah mit Quecksilberthermometern, die von der Physikalisch-Technischen Reichsanstalt geprüft waren.

Außer dieser Meßstelle für die Stofftemperatur bei den oben genannten Messungen 1, 2 und 3 sind an dem beweglichen Aluminiumhebel h noch zwei weitere Thermoelementlötstellen L_3 und L_4 für die Bestimmung der hinter dem Stoff oder dem Kollodium herrschenden Temperatur angebracht (Messung 4 und 5). Diese sind kugelförmig gestaltet (vom Durchmesser 2 mm), durch Ruß geschwärzt und werden von den beiden kleinen Aluminiumröhrchen r_1 und r_2 getragen. Für diese Lötstellen dienen zwei dünne Neusilberbleche E_3 und E_4 als Strahlungsschutze. Beide Bleche sind an einer dünnen Welle w angebracht, welche außerhalb der Trommel eine kleine Kurbel k besitzt, die ein Drehen der Welle und





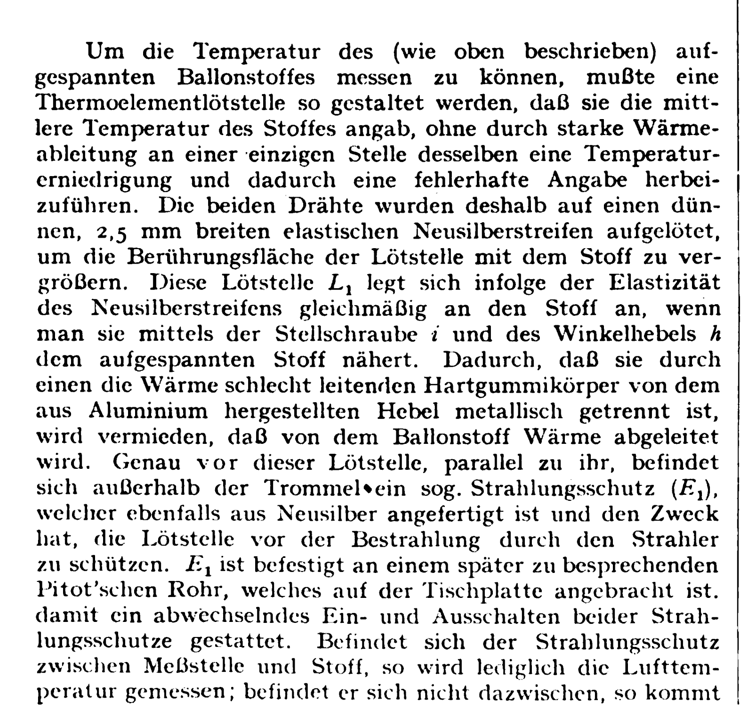


Fig. 5.

die durch den Stoff oder das Kollodium hindurchgehende Strahlung auf den geschwärzten Lötstellen zur Absorption und kann aus deren Temperatursteigerung bestimmt werden.

Zwei weitere Lösttellen befinden sich unten in der Trommel bei L_5 und L_6. Auch sie sind durch zwei Neusilberbleche E_5 und E_6 vor durchgehender Strahlung geschützt, weil sie lediglich die Temperatur der Luft angeben sollen, die innerhalb der Trommel längs des bestrahlten Stoffes e aufsteigt.

Die Drähte der soeben beschriebenen Thermoelementlötstellen sind durch kleine Öffnungen aus dem Innern der Trommel hinausgeleitet und werden außerhalb mit denen einer weiteren Meßstelle, welche später (S. 151) besprochen wird, zusammen zu einem Quecksilberumschalter U geführt. Dieser Umschalter gestattet bei Anwendung von nur einer Eisstelle L_e das abwechselnde Ablesen sämtlicher Temperaturen mittels des Galvanometers G.

Um die Temperatur des (wie oben beschrieben) aufgespannten Ballonstoffes messen zu können, mußte eine Thermoelementlötstelle so gestaltet werden, daß sie die mittlere Temperatur des Stoffes angab, ohne durch starke Wärmeableitung an einer einzigen Stelle desselben eine Temperaturerniedrigung und dadurch eine fehlerhafte Angabe herbeizuführen. Die beiden Drähte wurden deshalb auf einen dünnen, 2,5 mm breiten elastischen Neusilberstreifen aufgelötet, um die Berührungsfläche der Lötstelle mit dem Stoff zu vergrößern. Diese Lötstelle L_1 legt sich infolge der Elastizität des Neusilberstreifens gleichmäßig an den Stoff an, wenn man sie mittels der Stellschraube i und des Winkelhebels h dem aufgespannten Stoff nähert. Dadurch, daß sie durch einen die Wärme schlecht leitenden Hartgummikörper von dem aus Aluminium hergestellten Hebel metallisch getrennt ist, wird vermieden, daß von dem Ballonstoff Wärme abgeleitet wird. Genau vor dieser Lötstelle, parallel zu ihr, befindet sich außerhalb der Trommel ein sog. Strahlungsschutz (E_1), welcher ebenfalls aus Neusilber angefertigt ist und den Zweck hat, die Lötstelle vor der Bestrahlung durch den Strahler zu schützen. E_1 ist befestigt an einem später zu besprechenden Pitot'schen Rohr, welches auf der Tischplatte angebracht ist. damit ein abwechselndes Ein- und Ausschalten beider Strahlungsschutze gestattet. Befindet sich der Strahlungsschutz zwischen Meßstelle und Stoff, so wird lediglich die Lufttemperatur gemessen; befindet er sich nicht dazwischen, so kommt

4. Die Ventilation und ihre Regelung.

a) Außen.

Infolge der durch die Bestrahlung hervorgerufenen Erwärmung des Versuchsstoffes bildet sich **außen** an ihm, in der Luft, ein aufsteigender Konvektionsstrom. Da diese natürliche Luftbewegung nicht genau bestimmbar ist und auch bei verschiedenen Versuchen nicht genau reproduziert werden kann, so wurde außen an dem Stoff ein künstlich hergestellter Ventilationsstrom von meßbarer Geschwindigkeit vorbeigeleitet.

Unter dem Tisch, auf dem die Versuchstrommel aufgestellt ist, steht ein Ventilator g, der durch einen Elektromotor m angetrieben wird. Der Ventilator ist so aufgestellt, daß die Austrittsöffnung o des Gebläsewindes sich genau unterhalb der mit dem Ballonstoff überspannten Seite der Versuchstrommel befindet. Der senkrecht aufwärts gerichtete Luftstrom streicht also an dem Ballonstoff vorbei. Bevor er den Ventilator verläßt, wird er »gerichtet«, d. h. die durch die Drehung der Ventilatorflügel entstandenen Luftwirbel werden vernichtet. Dies geschieht dadurch, daß die Luft vor ihrem Austritt zweimal durch Blechlamellen hindurchgepreßt wird, welche, in der Strömungsrichtung der Luft liegend, einen Winkel von 90° miteinander bilden. Dadurch wird gewissermaßen ein Bündel von kleineren parallelen Luft-

strömen hergestellt, welche sich nach ihrem Austritt aus dem Ventilator dann zu einem einzigen »gerichteten«, d. h. wirbelfreien Luftstrom vereinigen.

Zur Messung der Luftgeschwindigkeit befindet sich in 1 cm Abstand von der Mitte des Ballonstoffes dem Luftstrom zugekehrt die Öffnung eines Pitot'schen Rohres P. Der dynamische Druck des Luftstromes wird durch dieses Rohr und eine Schlauchleitung einem Mikromanometer M, System Krell, zugeleitet. Dieses Manometer, welches für eine Steigung von $\frac{1}{50}$ geeicht ist, gestattet auf einer besonderen Skala direkt die Ablesung der Ventilationsgeschwindigkeit in m/sek. Regulieren läßt sich die Ventilation einmal dadurch, daß die Lufteintrittsöffnung n des Ventilators durch Holzringe vergrößert oder verkleinert werden kann, und außerdem dadurch, daß mittels eines Widerstandes W_2 die Umdrehungszahl des Antriebsmotors veränderlich ist.

Die Temperatur der äußeren Luft wird beim Austritt aus dem Ventilator an einer Thermoelementlötstelle L_2 gemessen.

b) Innen.

In der Luft, welche innerhalb der Trommel zwischen dem Stoff und der die Trommel hinten abschließenden Kollodiumhaut eingeschlossen ist, bildet sich infolge der Bestrahlung des Stoffes eine Strömung aus, indem sich die Luft an ihm erwärmt und von unten nach oben hinaufsteigt. Außer der im vorhergehenden Abschnitt erwähnten künstlich hergestellten, äußeren Ventilation haben wir also auch auf der Rückseite des Stoffes eine innere Ventilation durch die sog. Konvektion, welche ebenso wie die erstere dem Stoff Wärme entzieht.

Bereits oben (S. 150) wurde erwähnt, daß jeder Ballonstoff sowohl in seinem ursprünglichen als auch in berußtem Zustande untersucht wird. Da die Konvektionsgeschwindigkeit durch die Temperaturdifferenz zwischen Ballonstoff und Luft in der Trommel bedingt ist, so wurde dafür gesorgt, daß diese Differenz bei den beiden Versuchen gleich groß war. Da bei der Bestrahlung des Stoffes im berußten Zustande seine Temperatur höher ist als im natürlichen, so wurde auch die Luft in der Trommel im ersteren Falle auf eine höhere Temperatur gebracht als im zweiten.

Um der inneren Luft jede beliebige Temperatur erteilen zu können, ist um die Trommel ein Mantel l herumgelegt, durch welchen elektrisch geheiztes Wasser hindurchströmt. Die Heizung wird in der Weise vorgenommen, daß in die Wasserleitung ein Messingrohr p (von 25 cm Länge) eingeschaltet wird, um welches eng anschließend ein elektrisch geheiztes Silitrohr[1]) s geschoben ist.

D. Theoretische Bestimmung des Absorptions- und Durchlaßvermögens aus Temperaturmessungen.

Nach den Strahlungsgesetzen läßt sich das Absorptions- und Durchlaßvermögen des Ballonstoffes mit Hilfe der im vorigen Abschnitt beschriebenen Temperaturmessungen bestimmen. Wir benutzten dabei die in den Abschnitten A und B definierten Größen.

1. Angenommen, der auf der Trommel ausgespannte Stoff von der Fläche F werde von vorn, wo er das Absorptionsvermögen a besitzt, mit der Strahlung S bestrahlt, so absorbiert er in der Zeiteinheit die Energie $a \cdot S \cdot F$. Gleichzeitig strahlt er nach vorn und hinten aus, und zwar gemäß dem Stefanschen Strahlungsgesetz den Betrag $F\ (a + a_i)\ \sigma\ T_1^4$, falls T_1 seine Temperatur im Beharrungszustand, ferner, wie oben eingeführt, σ die Strahlungskonstante des absolut schwarzen Körpers und endlich a_i das Absorptionsvermögen des Stoffes auf der Rückseite bezeichnet.

Der Ballonstoff verliert außerdem noch dadurch Wärme, daß sich an seiner Hinterseite ein natürlicher Konvektionsstrom ausbildet, und daß an seiner Vorderseite ein künstlicher Ventilationsstrom vorbeigeblasen wird. Die durch die erste Luftbewegung entzogene Wärme ist proportional der Temperaturdifferenz zwischen der Stofftemperatur T_1 und der Temperatur, mit welcher die Luft im Innern der Trommel von unten an den Ballonstoff herantritt. — Diese Lufttemperatur T_5 oder T_6 wird durch die Thermoelemente L_5 oder L_6 gemessen. Die Wärmeabgabe durch die innere Konvektion ist also gleich $Fc\ (T_1 - T_5)$, worin c eine Konstante bedeutet[1]). — Der der Größe c entsprechende, von der Ventilationsgeschwindigkeit abhängige Proportionalitätsfaktor für die Vorderseite des Stoffes sei V, so ist die Wärmeabgabe an den Ventilationsstrom gleich $F\ V\ (T_1 - T_2)$, wenn T_2 die mit dem Element L_2 gemessene Temperatur der äußeren Luft bezeichnet. — Endlich werden dem Stoffe aber nach den Strahlungsgesetzen auch Wärmemengen zugestrahlt von denjenigen Körpern der Umgebung, mit denen er sich im Strahlungsaustausch befindet. Dies sind an der Vorderseite die ihm zugekehrten Wände des Beobachtungsraumes und auf der Rückseite die Innenfläche der Versuchstrommel. Nennen wir diese Wärmemengen pro Flächeneinheit S_w und S_t, so besteht im Temperaturbeharrungszustande die Beziehung:

$$F\,(a\,S + a\,S_w + a_i\,S_t)$$
$$= F\,[(a + a_i)\,\sigma\,T_1^4 + c\,(T_1 - T_5) + V(T_1 - T_2)] \quad 2)$$

Um die in Gleichung 2) auftretende Größe V zu eliminieren, wird der Ballonstoff bei einem zweiten Versuche vorn und hinten berußt und bei unveränderter Geschwindigkeit des vorn vorbeigeblasenen Ventilationsstromes der gleichen Strahlung S ausgesetzt. Wäre Ruß absolut schwarz, so wäre in Gleichung 2) $a = a_i = 1$ zu setzen; in Wirklichkeit absorbiert er aber nur 0,95 der ihn treffenden Strahlung, so daß für Ruß $a = a_i = 0{,}95$ ist.

Möge bei dem zweiten Versuche die Stofftemperatur T_1', die äußere Lufttemperatur T_2' sein, so ist der äußere Ventilationsverlust $F \cdot V\ (T_1' - T_2')$. — Durch die oben erwähnte Außenheizung der Trommel ist es möglich, bei diesem zweiten Versuche die Differenz zwischen T_1' und der Temperatur T_5' oder T_6' der Thermoelemente L_5 und L_6 ebenso groß zu machen, wie beim vorhergehenden ersten Versuche die Differenz zwischen T_1 und T_5 oder T_6 gewesen ist. Alsdann ist der Wärmeverlust durch Konvektion in beiden Versuchen der gleiche

$$F\,c\,(T_1' - T_5') = F\,c\,(T_1 - T_5).$$

Die Strahlung der Raumwände sei S_w', diejenige der Versuchstrommel S_t'. Für den Beharrungszustand des berußten Stoffes bei dem zweiten Versuche gilt also die Gleichung:

$$F\,(0{,}95\,S + 0{,}95\,S_w' + 0{,}95\,S_t')$$
$$= F\,[2 \cdot 0{,}95\,\sigma\,T_1'^4 + c\,(T_1 - T_5) + V\,(T_1' - T_2')] \quad 3)$$

Eine weitere Bestimmungsgleichung für die beiden Unbekannten a und a_i erhält man mit Hilfe eines dritten Versuches, bei dem der Ballonstoff in seinem ursprünglichen Zustande nicht von der Vorderseite wie beim ersten Versuch, sondern von der Rückseite bestrahlt wird. Bezeichnet man die dieser Beobachtung zugehörigen Größen durch zwei Indizes, so lautet die der Gleichung 2) entsprechende Gleichung

$$F\,(a_i\,S + a_i\,S_w'' + a\,S_t'')$$
$$= F\,[(a + a_i)\,\sigma\,T_1''^4 + c\,(T_1 - T_5) + V\,(T_1'' - T_2'')] \quad 4)$$

Hierbei ist durch die Außenheizung der Versuchstrommel ebenfalls dafür gesorgt, daß $T_1'' - T_5'' = T_1 - T_5$.

2. Eine Beziehung für das Durchlaßvermögen d des Ballonstoffes (siehe Gleichung 8)) erhält man endlich mit Hilfe der Temperaturen T_3 und T_4, welche die im Innern der Versuchstrommel befindlichen Thermoelemente L_3 und L_4 beim ersten Versuch besitzen. L_3 befindet sich hinter dem Ballonstoff, seine Temperatur ist also wesentlich bedingt von dem Durchlaßvermögen des Stoffes. L_4 dagegen ist hinter der Stelle angebracht, wo in einer kreisrunden Öffnung von 2 cm Durchmesser der Stoff entfernt und durch ein möglichst

[1]) Geschenk von der Firma Gebrüder Siemens, Berlin-Lichterfelde.

[1]) c ist nicht gleichbedeutend mit der sog. »Wärmeübergangszahl«, da c nur die Wärmeübertragung an die Luft durch Berührung und Strömung umfaßt, während in der Wärmeübergangszahl auch die Wärmeabgabe durch Strahlung eingeschlossen ist.

dünnes, als vollkommen durchläßig angenommenes Kollodiumhäutchen ersetzt worden ist[1]).

Bei der Aufstellung der Gleichung für die Temperaturen des Beharrungszustandes der Elemente L_3 und L_4 ist zu bedenken, daß sie auf ihrer ganzen kugelförmigen Oberfläche ausstrahlen, daß sie aber nur auf der vorderen Hälfte von der Strahlungsquelle bestrahlt werden; als Querschnitt des zur Absorption gelangenden Strahlenbündels kommt dabei nur die Projektion der Halbkugel auf die zur Strahlungsrichtung senkrechte Ebene in Betracht.

Bezeichnen wir mit ϱ den Radius der Oberflächen der mit Ruß geschwärzten Lötstellen, dann strahlen dieselben aus $4\,\pi\,\varrho^2 \cdot 0{,}95 \cdot \sigma\,T_3^4$ und $4\,\pi\,\varrho^2 \cdot 0{,}95\,\sigma\,T_4^4$, da dem Ruß die Strahlungskonstante $0{,}95\,\sigma$ zugehört. Die Lötstellen erhalten gleichzeitig von der Strahlungsquelle durch Absorption die Beträge $\pi\,\varrho^2 \cdot 0{,}95\,S_x$ und $\pi\,\varrho^2 \cdot 0{,}95\,S_1$, wenn S_x die Energie der Strahlung bedeutet, welche vom Stoff hindurchgelassen wird, und S_1 diejenige, welche die Strahlungsquelle im Abstand 1 cm hinter dem Kollodiumhäutchen erzeugt.

Außerdem erhalten L_3 und L_4 Wärme zugestrahlt von der Rückseite des Ballonstoffes und von der Innenwand der Trommel. Erstere Strahlung möge für die Flächeneinheit des bestrahlten Körpers (also der Oberfläche von L_3 und L_4) mit S_s bezeichnet werden; für letztere ist bereits oben das Zeichen S_t eingeführt worden. Diese beiden Strahlungen treffen nahezu je die Hälfte der Oberflächen von L_3 und L_4; die genauere Berechnung ergibt unter Berücksichtigung der Dimensiongn der Versuchsanordnung, daß L_3 die Energie $1{,}8\,\pi\,\varrho^2\;0{,}95\;S_s + 2{,}2\,\pi\,\varrho^2\;0{,}95\;S_t$ und L_4 die Wärme $1{,}0\,\pi\,\varrho^2\;0{,}95\;S_s + 2{,}2\,\pi\,\varrho^2\,0{,}95\;S_t$ absorbieren.

Endlich ist noch der Wärmeverlust durch die innere Konvektion zu berücksichtigen, der für die Flächeneinheit vorübergehend kurz mit K_3 und K_4 bezeichnet werden möge. Es ergeben sich somit aus der Wärmebilanz die Beziehungen

$$\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,S_x + \pi\,\varrho^2\,0{,}95\,(1{,}8\,S_s + 2{,}2\,S_t) = 4\,\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,\sigma\,T_3^4 + 4\,\pi\,\varrho^2\,K_3,$$

$$\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,S_1 + \pi\,\varrho^2\,0{,}95\,(1{,}0\,S_s + 2{,}2\,S_t) = 4\,\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,\sigma\,T_4^4 + 4\,\pi\,\varrho^2\,K_4.$$

Während nun oben bei der Berücksichtigung des Wärmeverlustes, den der Ballonstoff durch die innere Konvektion erfährt, die Temperaturdifferenz $(T_1 - T_5)$ und $(T_1' - T_5')$ maßgebend war, ist bei den Lötstellen L_3 und L_4 bestimmend die Differenz zwischen T_3 und T_4 und der Temperatur der die Lötstellen berührenden Luft. Es muß also nicht die Lufttemperatur am Boden, sondern die in der mittleren Höhe der Trommel zur Bestimmung des Einflusses der Konvektion auf die Temperaturen von L_3 und L_4 bekannt sein. Hierzu dienen die Temperaturen ϑ_3 und ϑ_4 der Elemente L_3 und L_4 im »strahlungsgeschützten Zustande«. Denn der Strahlungsschutz entzieht einerseits diese Elemente der Einwirkung der von der Strahlungsquelle kommenden Strahlung und nimmt anderseits selbst die Temperatur der an ihm vorbeistreichenden Luft an, so daß also in der Tat die strahlungsgeschützten Elemente die Lufttemperatur an der betreffenden Stelle messen.

Mit Hilfe von ϑ_3 und ϑ_4 (die beide einander gleich sind) können K_3 und K_4 aus der oben schon eingeführten und für den jetzigen Fall mit c' bezeichneten Konstanten berechnet werden zu $K_3 = c'\,(T_3 - \vartheta_3)$ und $K_4 = c'\,(T_4 - \vartheta_4)$.

Setzt man die Werte von K_3 und K_4 in die letzten beiden Gleichungen ein, so folgt:

$$0{,}95\,[S_x + 1{,}8\,S_s + 2{,}2\,S_t] = 4 \cdot 0{,}95\,\sigma\,T_3^4 + 4\,c'\,(T_3 - \vartheta_3) \quad 5)$$

$$0{,}95\,[S_1 + 1{,}0\,S_s + 2{,}2\,S_t] = 4 \cdot 0{,}95\,\sigma\,T_4^4 + 4\,c'\,(T_4 - \vartheta_4) \quad 6)$$

Man kann aus Gleichung 6) die Größe c' berechnen, in Gleichung 5) einsetzen und erhält dann S_x in lauter bestimmbaren Größen:

$$S_x = 4\,\sigma\,T_3^4 - 1{,}8\,S_s - 2{,}2\,S_t + [S_1 + 1{,}0\,S_s + 2{,}2\,S_t - 4\,\sigma\,T_4^4]\,\frac{T_3 - \vartheta_3}{T_4 - \vartheta_4} \quad . \quad . \quad 7)$$

[1]) Die Beobachtung der Temperatur der Lötstelle L_4 dient dazu, mit Hilfe der unten folgenden Gleichung 6) den Wärmeverlust der Lötstelle L_3 durch Konvektion innerhalb der Versuchstrommel zu bestimmen.

S_1 ist die Strahlung, welche durch das dünne Kollodium zur Lötstelle L_4 gelangt. Bei der Verwertung von S_1 gemäß der Gleichung 7) ist die Annahme zulässig, daß das Kollodium absolut durchlässig sei, daß also S_1 als diejenige Strahlung aufzufassen ist, welche die Strahlungsquelle in 1 cm Abstand hinter dem Ballonstoff erzeugt, ebenso wie oben S die entsprechende Strahlung war, die auf den Ballonstoff fällt. Das Durchlaßvermögen des Ballonstoffes ist in den gewählten Bezeichnungen definiert durch die Gleichung

$$d = \frac{S_x}{S_1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 8)$$

In den Gleichungen 2, 4 und 7 sind die eingeführten Temperaturen sämtlich durch die Beobachtung bestimmt. Der Zahlenwert der Strahlungskonstante $\sigma = 4{,}61 \cdot 10^{-8}$ des absolut schwarzen Körpers ist bekannt. V kann mit Gleichung 3) aus Gleichung 2) und 4) eliminiert werden. Der Wert der die Wärmeabgabe durch Leitung und Konvektion bezeichnenden Konstanten c kann aus der Literatur entnommen werden. Als Unbekannte sind a, a_i und d zu bezeichnen. Es handelt sich somit zur Berechnung dieser drei Größen vorher noch darum, die verschiedenen Strahlungsgrößen S_t, S_t', S_t'', S_w, S_w', S_w'' sowie S und S_1 zu bestimmen.

3. S_t war diejenige Strahlung, welche beim Versuch I auf die Flächeneinheit des Ballonstoffes von der Rückseite in der Zeiteinheit auftrifft, ausgehend von der inneren Oberfläche der Versuchstrommel. Da die Trommel an verschiedenen Stellen verschiedene Temperaturen besitzt, so würde die Auswertung dieser Strahlung ziemlich umständlich sein, wenn man sie aus den Anteilen der einzelnen Oberflächenteile durch Summation berechnen wollte. — Die Strahlung kann aber in einfacher Weise bestimmt werden mit Hilfe der Temperaturen ϑ_3 oder ϑ_4 der strahlungsgeschützten Thermoelemente L_3 oder L_4. Die Lötstellen derselben sind durch den als Spiegel dienenden Strahlungsschutz E_3 bezw. E_4 von der Vorderseite aus vor Strahlung geschützt, sie befinden sich also nur im Strahlungsaustausch mit der Trommel. Ihre Temperatur stellt sich somit von selbst so ein, daß die Oberfläche der Lötstelle im Strahlungsgleichgewicht mit der inneren Oberfläche der Trommel steht, und die Temperatur ϑ_3 und ϑ_4 gibt also ein Maß für S_t.

Die Lötstelle L_4 besitzt die Oberfläche $4\,\pi\,\varrho^2$ und strahlt in der Zeiteinheit die Energie aus $4\,\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,\sigma\,\vartheta_4^4$. Gleichzeitig erhält sie von der Trommel pro Oberflächeneinheit die Strahlung S_t, und zwar teils direkt teils indirekt durch Spiegelung am Strahlungsschutz, so daß diese Strahlung auf der ganzen Oberfläche $4\,\pi\,\varrho^2$ zur Absorption gelangt. Im Strahlungsgleichgewichte ist also

$$4\,\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,S_t = 4\,\pi\,\varrho^2\,0{,}95\,\sigma\,\vartheta_4^4.$$

Die Größe der Trommeloberfläche geht in die Rechnung nicht ein (vgl. darüber W. Nusselt, Mitt. über Forschungsarbeiten Heft 63/64, S. 76) und ein Wärmeverlust durch Konvektion ist nicht vorhanden, da die Lufttemperatur an der Stelle der Lötstellen nach obigem auch gleich ϑ_4 ist. Somit ergibt sich

$$S_t = \sigma\,\vartheta_4^4$$

und entsprechend

$$S_t' = \sigma\,\vartheta_4'^4 \text{ und } S_t'' = \sigma\,\vartheta_4''^4,$$

wenn mit ϑ_3', ϑ_4' bzw. ϑ_3'', ϑ_4'' die Temperatur der Lötstellen L_3, L_4 bei dem zweiten Versuch mit berußtem Stoff bzw. dem dritten Versuch bei Bestrahlung der Rückseite bezeichnen.

Die in den Gleichungen 2), 3) und 4) auftretenden Zustrahlungen S_w, S_w', S_w'', welche die Vorderfläche des Stoffes von den Wänden des Beobachtungsraumes erhält, lassen sich ebenfalls ohne Rücksicht auf die Fläche dieser Wände aus ihrer Temperatur und ihrer Strahlungskonstante σ_w berechnen. Es kann ihre Temperatur gleich der mit dem Thermoelement L_2 gemessenen Lufttemperatur T_2, ferner σ_w nach den Versuchen von Wamsler[1]) $= 4{,}3 \cdot 10^{-8}$ WE m^{-2} std. $^{-1}$ (^{0} C) $^{-4}$ gesetzt werden. Man erhält somit

$$F \cdot S_w = F\,\sigma_w \cdot T_2^4,$$

$$S_w = 4{,}3 \cdot 10^{-8}\,T_2^4.$$

[1]) F. Wamsler, Mitt. über Forschungsarbeiten, Heft 98/99, S. 25, 1911.

In gleicher Weise ergibt sich S_w' und S_w'' aus T_2' und T_2''.

Endlich sind noch die Strahlungsbeträge S und S_1 auszuwerten, die von der Strahlungsquelle senkrecht auf eine Flächeneinheit auftreffen, wenn sich diese an der Stelle des Ballonstoffes bzw. 1 cm dahinter, an der Stelle der Lötstelle L_4, befindet. Es geschah dies durch einen besonderen Versuch in der Weise, daß die von der Strahlungsquelle stündlich geschmolzene Eismenge bestimmt wurde.

4. Nachdem nunmehr die Bestimmung der Strahlungsgrößen S_t, S_t', S_t'' und S_w, S_w', S_w'' auf Temperaturmessungen zurückgeführt und S und S_1 experimentell bestimmt sind, sind in Gleichung 2) und 4) die Absorptionsvermögen a und a_i des Ballonstoffes die einzigen Unbekannten, die somit aus diesen Gleichungen berechnet werden können. Die in ihnen auftretende Größe V kann, wie bereits erwähnt, mit Hilfe von Gleichung 3) eliminiert werden. — Das Durchlaßvermögen d des Stoffes ergibt sich aus Gleichung 7) und 8) unmittelbar.

Endlich erhält man dann das gesuchte Absorptionsvermögen des Ballons selbst gemäß Gleichung 1):

$$A = a + \frac{a_i\, d}{a_i + d}.$$

5. Wir betrachten vor Mitteilung der Versuchsergebnisse nur noch den öfters eintretenden, besonderen Fall, daß der Ballonstoff auf beiden Seiten die gleiche Oberflächenbeschaffenheit hat, daß also $a = a_i$ ist. Alsdann ist der oben (auf S. 150) erwähnte Versuch der Bestrahlung von der Rückseite nicht erforderlich, und Gleichung 2) nimmt die einfachere Gestalt an:

$$a\,(S + S_w + S_t) = 2\,a\,\sigma\,T_1^4 + c\,(T_1 - T_5) + V\,(T_1 - T_2) \qquad \text{2a)}$$

Entnimmt man den Wert von V der Gleichung 3), setzt außerdem für S_w, S_w', S_t, S_t' die gefundenen Werte ein, so folgt aus Gleichung 2a) und 3)

$$a\,(S + \sigma_w\,T_2^4 + \sigma\,\vartheta_4^4 - 2\,\sigma\,T_1^4) - c\,(T_1 - T_5)$$
$$= [0{,}95\,(S + \sigma_w\,T_2'^4 + \sigma\,\vartheta_4'^4 - 2\,\sigma\,T_1'^4) - c\,(T_1 - T_5)]$$
$$\cdot \frac{T_1 - T_2}{T_1' - T_2'}.$$

$$a = \frac{0{,}95\,(S + \sigma_w\,T_2'^4 + \sigma\,\vartheta_4'^4 - 2\,\sigma\,T_1'^4)}{S + \sigma_w\,T_2^4 + \sigma\,\vartheta_4^4 - 2\,\sigma\,T_1^4} \cdot \frac{T_1 - T_2}{T_1' - T_2'}$$
$$+ \frac{c\,(T_1 - T_5)}{S + \sigma_w\,T_2^4 + \sigma\,\vartheta_4^4 - 2\,\sigma\,T_1^4}\;\frac{(T_1' - T_2') - (T_1 - T_2)}{T_1' - T_2'} \qquad 9)$$

Die zahlenmäßige Ausrechnung ergibt, daß das zweite Glied der rechten Seite wesentlich kleiner ist als das erste, und daß im ersten Gliede der zweite Faktor den ausschlaggebenden Einfluß besitzt, während der erste Faktor vom Werte 1 nicht sehr verschieden ist.

E. Durchführung und Ergebnisse der Versuche.

a) Vorbereitende Arbeiten.

Von dem zu untersuchenden Ballonstoff wurden zwei kreisförmige Stücke von etwa 25 cm Durchmesser ausgeschnitten. Das eine Stück wurde mittels eines Luftdruckspritzverfahrens auf beiden Seiten geschwärzt. Als Farbe wurde Ruß in Benzol angerührt und als Bindemittel etwas Eisenlack zugesetzt. Auf diese Weise erhielt man einen Stoff von angenähert absolut schwarzer Farbe. — Das zweite Stück wurde an der Stelle, die beim Aufspannen auf die Trommel T der Thermoelementlötstelle L_4 gegenüberlag, mit einem kreisförmigen Ausschnitt von 1 cm Radius versehen. Dieser Ausschnitt wurde sodann mit einem äußerst dünnen Kollodiumhäutchen verklebt, welches als angenähert absolut durchlässig gelten konnte.

b) Der Versuch mit dem geschwärzten Stoff.

Jede Versuchsreihe wurde mit der Untersuchung des betreffenden geschwärzten Stoffes begonnen. Das Versuchsstück wurde aufgespannt, die Trommel auf die Stützen gelegt und das innere Rohr c vollkommen eingeschoben. Sodann wurde die Strahlung langsam eingeschaltet, bis der den Lampen zugeführte Strom eine Spannung von 111 Volt und eine Stromstärke von 8,4 Amp. besaß. Gleichzeitig wurde die äußere »künstliche Konvektion« durch Einschalten und Regulieren des Ventilators auf 5 m/sek. eingestellt. Etwa ½ Stunde nach dem Beginn des Versuches trat der Beharrungszustand ein. Es wurden sodann in Zwischenräumen von etwa 5 Minuten Ablesungen gemacht, deren Mittelwerte zur Festsetzung folgender Temperaturen führten:

T_1' = absolute Temperatur des geschwärzten Stoffes,
T_2' = » » der äußeren Luft,
T_5' = » » der inneren Luft am Boden der Versuchstrommel.

c) Versuch mit dem zu untersuchenden Stoff.

Das Versuchsstück wurde so aufgespannt, daß der mit dem Kollodiumhäutchen überspannte Ausschnitt sich vor der Thermoelementlötstelle L_4 befand. Nachdem die Trommel auf die Stützen gelegt worden war, wurde der Heizring b darübergeschoben und die Wasserheizung angestellt. Das innere Rohr c wurde soweit eingeschoben, daß es mit dem hinteren Ende des Heizringes abschnitt.

Alsdann wurde, wie bei dem Versuch mit dem geschwärzten Stoff, die Strahlung und die äußere Konvektion einreguliert. Nach einiger Zeit wurden die Temperaturen T_1 des Stoffes und T_5 der Luft am Boden der Trommel bestimmt und nötigenfalls die Wasserheizung verändert. Gemäß den Betrachtungen von S. 151 mußte dafür gesorgt werden, daß $T_1 - T_5 = T_1' - T_5'$ war, damit die »innere Konvektion« bei beiden Versuchen die gleiche Größe besaß. War dies noch nicht der Fall, so mußte entweder die Stromstärke des Heizstromes oder die Wassergeschwindigkeit im Heizring verändert oder das innere Rohr c heraus- oder hineingeschoben werden.

Nach dem Eintreten des Dauerzustandes wurden wiederum in Abständen von 5 Minuten Ablesungen gemacht. Bei der ersten Reihe von Ablesungen, bei der die Thermoelementlötstelle L_4, vor welcher sich das durchlässige Kollodiumhäutchen befand, durch den Strahlungsschutz E_4 geschützt war, wurde ermittelt:

T_1 = die absolute Temperatur des Ballonstoffes,
T_2 = » » » der äußeren Luft,
T_5 = » » » » inneren Luft am Boden der Versuchstrommel,
T_3 = » » » » Meßstelle 3 unter dem Einfluß der durchgehenden Strahlung,
ϑ_4 = » » » » strahlungsgeschützten Meßstelle 4.

Nachdem der Strahlungsschutz E_3 umgelegt worden, jetzt also die Meßstelle L_3 vor Strahlung geschützt, dafür aber L_4 bestrahlt war, wurde nach einiger Zeit wieder abgelesen und festgestellt:

T_1 = wie oben,
T_2 = » »
T_5 = » »
T_4 = die absolute Temperatur der Meßstelle L_4 unter dem Einfluß der durch das Kollodiumhäutchen hindurchgehenden Strahlung,
ϑ_3 = die absolute Temperatur der strahlungsgeschützten Meßstelle L_3.

Diese Ablesungen wurden einigemal wiederholt, und es wurde aus den gefundenen Werten das Mittel genommen.

d) Versuch mit der Rückseite des zu untersuchenden Stoffes.

Bei denjenigen Ballonstoffen, welche auf beiden Seiten gleich beschaffen waren, genügten diese beiden Versuche (b und c), um die zur Ermittelung des Absorptions- und Durchlaßvermögens notwendigen Daten festzustellen. War hiergegen die Beschaffenheit der einen Stoffseite von der der anderen verschieden, so mußte ein weiterer dritter Versuch vorgenommen werden, welcher in der gleichen Weise wie der Versuch c durchgeführt wurde, nachdem das aufgespannte Ballonstoffstück umgedreht worden war.

Außer den zur Kontrolle wiederholten Feststellungen des vorhergehenden Versuches wurde statt T_1 ermittelt:

T_1'' = die absolute Temperatur des auf der Rückseite bestrahlten Ballonstoffes.

e. Die Bestimmung der Strahlungsenergie des Strahlers.

In den Gleichungen (2) bis (8) bedeutet S die Strahlungsenergie, welche, von dem Strahler ausgehend, in der Zeiteinheit auf die Flächeneinheit des bestrahlten Stoffes senkrecht auftrifft. S_1 ist die entsprechende Energie, wenn die bestrahlte Fläche 1 cm weiter vom Strahler entfernt ist. Die Entfernungen waren bei den Versuchen 33 bzw. 34 cm.

Der Strahler besteht aus 15 linearen Glühlampen, die ausgehende Strahlung ist also nicht gleichmäßig über seine Fläche verteilt. Aus diesem Grunde ist eine theoretische Berechnung von S und S_1 aus der dem Strahler zugeführten elektrischen und in Strahlung umgewandelten Energie oder aus seiner mittleren Temperatur nicht möglich, namentlich da durch die an den Glühlampen vorbeistreichende Luft eine nicht sicher feststellbare Energie als Wärme fortgeleitet wird.

Aus diesem Grunde wurde die Bestimmung von S und S_1 experimentell vorgenommen[1]). Dem Strahler wurde in nahezu der gleichen Entfernung, in welcher sich vorher der untersuchte Stoff befunden hatte, ein mit Eis gefülltes Dewar'sches Gefäß (13 cm lichte Weite) so gegenübergestellt, daß seine Achse horizontal lag und seine Öffnungsfläche dem Strahler parallel stand. Es wurde dann durch Wägung des abtropfenden Schmelzwassers diejenige Eismenge bestimmt, die von dem Strahler stündlich geschmolzen wurde, indem durch Beobachtung einer Vor- und Nachperiode diejenige Wärme festgestellt wurde, die aus der Umgebung in das Dewar'sche Gefäß eindrang. Auf diese Weise wurde gefunden:

$$S = 1680, \quad S_1 = 1580 \text{ WE/Std.m}^2.$$

[1]) Die gewählte Art der Bestimmung ist auf Vorschlag des Herrn Schmidhuber von diesem ausgeführt, nachdem Herr Stern bereits zum zweiten Male ins Feld gezogen war.

f. Versuchsergebnisse.

Mit Hilfe der im vorstehenden festgestellten Strahlungsenergie und den in den Abschnitten b, c und d bestimmten Temperaturen wurden gemäß der Gleichungen 2) bis 8) die beiden Absorptionsvermögen und das Durchlaßvermögen des untersuchten Stoffes sowie das Absorptionsvermögen des aus demselben hergestellten Ballons berechnet. Dabei wurde die auf S. 151 eingeführte Konstante c, welche die durch Leitung und Konvektion bedingte Wärmeabgabe des Stoffes an die umliegende Luft darstellt, entsprechend den vorliegenden Erfahrungen = 2 angenommen.

Um einen Überblick über die bei den einzelnen Beobachtungen gemessenen Temperaturen und die Größenordnung der bei der Auswertung der Versuche in den genannten Gleichungen 2) bis 8) auftretenden Faktoren zu gewähren, sei erstens von einem Versuch ein vollkommenes Beobachtungsjournal (Zahlentafel 1), anderseits von einem anderen Versuch die Zusammenstellung der gemessenen Größen und die Andeutung der Berechnung (Zahlentafel 2) abgedruckt. Die Bedeutung der einzelnen Temperaturen ist aus der Tabelle 1 unmittelbar ersichtlich.

In dieser Weise sind die in der Zahlentafel 3 angeführten Stoffe untersucht worden. Es ergaben sich dabei die eingetragenen Werte für die Absorptionsvermögen a und a_i der Stoffe von der Vorder- und von der Rückseite, für das Durchlaßvermögen d derselben sowie für das Absorptionsvermögen A der aus ihnen hergestellten Ballons. Je nachdem für die Stoffe die beiden Absorptionsvermögen einander gleich oder voneinander verschieden waren, ist die Berechnung nach der Formel 9) oder 2) und 4) vorgenommen worden.

Zahlentafel 1.

Ballonstoff Nr. 4, unberußt, gelbe Seite außen.

		Absorption			Durchlaß				Regelung					
Thermoelement Nr.		1	2		3	3	4	4	5	6				
		Temperatur			Temperatur der kugelförmigen Thermoelementlötstelle				Temperatur der inneren Luft unten			Äußere Ventilation in	dem Strahler zugeführter Strom	
		des Ballonstoffes	der Außenluft	Differenz	links ohne Strahlungsschutz	links mit Strahlungsschutz	rechts ohne Strahlungsschutz	rechts mit Strahlungsschutz	links	rechts	Differenz	m/sek.	Volt	Amp.
Zeit		T_1	T_2	$T_1 - T_2$	T_3	ϑ_3	T_4	ϑ_4	T_5	T_6	$T_1 - T_5$			
11^{50}	Ablesung . .	28,60	19,95	—	24,00	—	—	23,40	20,00	20,00	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	33,18	23,22	9,96	27,99	—	—	27,31	23,28	23,28	9,90	—	—	—
	absolut . . .	306,18	296,22	9,96	300,99	—	—	300,31	296,28	296,28	9,90	—	—	—
11^{55}	Ablesung . .	28,60	19,95	—	—	23,40	27,75	—	20,00	20,00	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	33,18	23,22	9,96	—	27,31	32,21	—	23,28	23,28	9,90	—	—	—
	absolut . . .	306,18	296,22	9,96	—	300,31	305,21	—	296,28	296,28	9,90	—	—	—
12^{00}	Ablesung . .	28,60	19,95	—	24,00	—	—	23,40	20,00	20,00	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	33,18	23,22	9,96	27,99	—	—	27,31	23,28	23,28	9,90	—	—	—
	absolut . . .	306,18	296,22	9,96	300,99	—	—	300,31	296,28	296,28	9,90	—	—	—
Ballonstoff Nr. 4, unberußt, bräunliche Seite nach außen.														
11^{00}	Ablesung . .	28,75	19,90	—	24,10	—	—	23,50	20,15	20,15	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	33,34	23,16	9,84	28,10	—	—	27,42	23,45	23,45	9,89	—	—	—
	absolut . . .	306,34	296,16	9,84	301,10	—	—	300,42	296,45	296,45	9,89	—	—	—
11^{05}	Ablesung . .	28,75	19,90	—	—	23,70	27,80	—	20,10	20,15	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	33,34	23,16	9,84	—	27,65	32,27	—	23,39	23,45	9,92	—	—	—
	absolut . . .	306,34	296,16	9,84	—	300,65	305,27	—	296,39	296,45	9,92	—	—	—
11^{10}	Ablesung . .	28,75	19,90	—	24,10	—	—	23,50	20,15	20,15	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	33,34	23,16	9,84	28,10	—	—	27,42	23,45	23,45	9,89	—	—	—
	absolut . . .	306,34	296,16	9,84	301,10	—	—	300,42	296,45	296,45	9,89	—	—	—
Ballonstoff Nr. 4, berußt.														
10^{50}	Ablesung . .	32,50	19,15	—	29,20	—	—	28,95	23,90	23,90	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	37,56	22,27	15,29	33,85	—	—	33,57	27,87	27,87	9,69	—	—	—
	absolut . . .	310,56	295,27	15,29	306,85	—	—	306,57	300,87	300,87	9,69	—	—	—
10^{55}	Ablesung . .	32,60	19,15	—	—	29,20	29,20	—	24,00	24,00	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	37,67	22,27	15,30	—	33,85	33,85	—	27,99	27,99	9,68	—	—	—
	absolut . . .	310,67	295,27	15,30	—	306,85	306,85	—	300,99	300,99	9,68	—	—	—
11^{00}	Ablesung . .	32,60	19,15	—	29,80	—	—	29,55	24,00	24,00	—	5,0	111,0	8,4
	° Celsius . .	37,67	22,27	15,30	34,52	—	—	34,24	27,99	27,99	9,68	—	—	—
	absolut . . .	310,67	295,27	15,30	307,52	—	—	307,24	300,99	300,99	9,68	—	—	—

Zahlentafel 2.

Ballonstoff 2.

Bezeichnung	Unberußt	Bezeichnung	Berußt
	Grad		Grad
T_1	305,53	T_1'	311,01
T_2	296,08	T_2'	296,30
T_3	300,39	T_3'	307,89
T_4	304,15	T_4'	307,80
T_5	295,08	T_5'	301,94
T_6	295,08	T_6'	301,94
ϑ_3	299,64	ϑ_3'	307,71
ϑ_4	299,64	ϑ_4'	307,71
$T_1 - T_2$	9,45	$T_1' - T_2'$	14,72
$T_1 - T_5$	10,45	$T_1' - T_5'$	9,05
$T_3 - \vartheta_3$	0,75	$T_3' - \vartheta_3'$	0,18
$T_4 - \vartheta_4$	4,51	$T_4' - \vartheta_4'$	0,09

$S = 1680;\ S_1 = 1580;\ c = 2;\ \sigma = 4{,}61 \cdot 10^{-8};\ \sigma_w = 4{,}3 \cdot 10^{-8}.$

$$a = \frac{0{,}95\,(S + \sigma_w T_2'^4 + \sigma \vartheta_4'^4 - 2\,\sigma\,T_1'^4)}{S + \sigma_w T_2^4 + \sigma \vartheta_4^4 - 2\,\sigma\,T_1^4} \cdot \frac{T_1 - T_2}{T_1' - T_2'}$$

$$+ \frac{c\,(T_1 - T_5)}{S + \sigma_w T_2^4 + \sigma \vartheta_4^4 - 2\,\sigma\,T_1^4} \cdot \frac{(T_1' - T_2') - (T_1 - T_2)}{T_1' - T_2'},$$

$$a = \frac{1483{,}1}{1578{,}7} \cdot \frac{9{,}45}{14{,}72} + \frac{20{,}9}{1578{,}7} \cdot \frac{5{,}27}{14{,}72} = 0{,}603 + 0{,}005 = 0{,}608,$$

$$S_x = [4\,\sigma\,T_3^4 - 1{,}8\,a\,\sigma\,T_1^4 - 2{,}2\,\sigma\,\vartheta_4^4]$$

$$+ [S_1 + 1{,}0 \cdot a\,\sigma\,T_1^4 + 2{,}2\,\sigma\,\vartheta_4^4 - 4\,\sigma\,T_4^4]\,\frac{T_3 - \vartheta_3}{T_4 - \vartheta_4}$$

$$= 244{,}40 + 1063{,}7 \cdot \frac{0{,}75}{4{,}51} = 244{,}40 + 176{,}88 = 421{,}28,$$

$$d = \frac{S_x}{S_1} = 0{,}267, \quad A = a + \frac{a_i \cdot d}{a_i + d} = 0{,}608 + 0{,}185 = 0{,}79.$$

Zahlentafel 3[1]).

Nr.	Bezeichnung des Stoffes	a	a_i	d	A
1	Außenhüllenstoff, einseitig celloniert, weiß, neu	0,611	0,670	0,286	0,81
2	Einfach doublierter Gummistoff, beiderseits hellbräunlich, neu	0,608	0,608	0,267	0,79
3	Desgl., gebraucht	0,612	0,612	0,213	0,77
4	Einfach doublierter Gummistoff, außen gelb, innen hellbräunlich	0,613	0,627	0,238	0,79
5	Einfach doublierter Stoff, außen gelb, innen hellbräunlich, stärker als Nr. 4	0,664	0,673	0,279	0,86
6	Einfach doublierter Gummistoff, grau, elektrisch leitend	0,787	0,787	0,069	0,85
7	Doppelseitig metallisierter, einfach doublierter Gummistoff[2])	0,455	0,455	0,226	0,61

F. Zusammenfassung

Für eine Anzahl von Ballonstoffen wurde das Absorptions- und das Durchlaßvermögen bestimmt und daraus das Absorptionsvermögen der aus denselben hergestellten Ballons berechnet. Die Bestimmung geschah durch Temperaturmessungen, die teils an, teils hinter den mit einer konstanten Strahlungsenergie bestrahlten Stoffen vorgenommen wurden.

Bemerkung während der Korrektur: Infolge des Kriegsausbruches konnte vorliegende Arbeit, wie schon Herr Prof. Dr. O. Knoblauch eingangs bemerkte, nicht von mir selbst fertiggestellt werden. Ich bin Herrn Prof. Dr. Knoblauch zu ganz besonderem Dank verpflichtet, weil er sowohl das Zustandekommen der Arbeit überhaupt als auch die durch den Krieg erschwerte Fertigstellung in hervorragendem Maße förderte. Auch den Herren Nusser und Schmidhuber sage ich Dank für die tatkräftige Mitwirkung, durch die allein der Abschluß der Arbeit möglich gemacht wurde.

Julius Stern, Offiziers-Stellvertreter,
z. Z. im Felde.

[1]) Die Untersuchung noch anderer Ballonstoffe wird vielleicht später noch nachgeholt werden. (Siehe Fußnote S. 145 links.)

[2]) Die für A bei den Stoffen 4 oder 5 und 7 gefundenen Werte stimmen mit den in der Praxis gemachten Erfahrungen überein (vgl. K. Bassus und A. Schmauß, Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1912, S. 258).

Flugschau.

Einen Höhenweltrekord stellte am 21. September Reiterer mit drei Passagieren auf. Er erreichte über dem Flugplatz der Hansa- und Brandenburgischen Flugzeugwerke A.-G. in Briest auf einem Doppeldecker mit 100 PS Mercedes-Motor eine Höhe von 5500 m in 58 Minuten.

Vereinsnachrichten.

Der Flugtechnische Verband zur Förderung von Neukonstruktionen hat den Beschluß gefaßt, sich dem Deutschen Luftflottenverein korporativ anzuschließen. Trotz des Krieges entfaltet der Verein, welcher bereits über eine geräumige Werkstatt für Versuchszwecke und über Mitglieder im ganzen Deutschen Reiche verfügt, eine rege Tätigkeit. Zur Anregung von Neukonstruktionen wurde ein **Preisausschreiben** erlassen, dessen Bedingungen vom Vorsitzenden, Flugtechniker Tams in Kiel, bezogen werden können. In den Techn. Ausschuß wurde Herr Ingenieur Hugo Kaermßen in Altena i. W., Werk Schwarzenstein, neugewählt.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. E. 20884. Von einem Luftfahrzeuge abzuwerfende Minenkette. Giovanni Emanuele Elia, Paris. A. 1. 12. 13. Frankreich 9. 10. 13. E. 23. 11. 15.

77h. O. 8734. Fallschirm. Jean Ors, Chatelaillon-les-Bains, Frankreich. A. 3. 9. 13. Belgien 27. 1. 13. und 20. 8. 13. E. 23. 11. 15.

77h. P. 28991. Einrichtung zur Bestimmung der Abtrift eines Luftfahrzeugs. Pierre Poulalion, Paris. A. 12. 6. 12. Frankreich 20. 6. 11. E. 23. 11. 15.

37f. M. 57701. Torführung für Luftschiff- oder ähnliche Hallen. Maschinenbau-Anstalt Humboldt, Köln-Kalk. A. 26. 2. 15. E. 4. 12. 15.

Patenterteilungen.

77h. 288215. Wasserflugzeug mit seitlich vom Hauptschwimmer angeordneten Hilfsschwimmern. Glenn Hammond Curtiß, Hammondsport, New York. 15. 8. 13. C. 24372.

77h. 288269. Triebwerk zur Erzeugung von ruderschlagähnlichen Bewegungen von Flügeln, Rudern, Schwimmflossen und ähnlichen Kraftbewegungsmitteln. Dipl.-Ing. Hermann Hassenbach, Danzig-Langfuhr. 18. 10. 11. H. 55686.

77h. 288487. Bewegliche Stabilisierungsfläche für Luftschiffe. Luftschiffbau »Zeppelin« G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 2. 8. 14. L. 42549.

77h. 288515. Bombenabwurfvorrichtung. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 20. 1. 15. A. 26731.

77h. 288711. Bombenaufnahme- und Abwurfvorrichtung für Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 10. 1. 15. Sch. 48165.

77h. 287989. Wasserstoffgas-Füllanlage für Luftschiffhäfen. Fa. Carl Francke, Bremen. 18. 9. 13. F. 37270.

77h. 287990. Flugzeug mit aufklappbaren Windfangflächen. Franz Podes, Berlin, Waldenserstr. 9. 3. 12. 13. P. 31994.

Auszüge aus den Patentschriften.

286260. Aktiengesellschaft Metzeler & Co. in München. Ballonstoff. Es ist bekannt, die der Außenseite zugekehrte Schicht des Ballonstoffes mit einer am zweckmäßigsten gelben Farbe zu versehen, um die Zersetzung des Gummis durch die Wirkung der ultravioletten Sonnenstrahlen zu verhindern, wodurch die Dichte des Ballonstoffes längere Zeit bewahrt wird.

Ferner sind bereits Vorschläge gemacht worden, anstatt dieser Färbung der äußeren Hüllenschicht Aluminiumpulver auf letztere aufzutragen, also die Färbung durch das Pulver zu ersetzen. Praktische Versuche haben ergeben, daß das Auftragen von Aluminiumpulver die Dichte des neuen Stoffes nicht erhöht, daß aber derselbe Grad von Gasundurchlässigkeit, wie er bei neuen Stoffen vorhanden ist, einige Zeit hindurch erhalten bleibt. Die Erfahrung hat jedoch weiter erwiesen, daß das Aluminiumpulver allmählich durch Regen und andere Witterungseinflüsse sowie durch Bearbeiten, Handhaben des Hüllenstoffes usw. fast ganz abgewaschen bzw. abgeschabt wird, so daß das graue Stoffgewebe bei weiterem Gebrauch schutzlos den Sonnenstrahlen ausgesetzt war. Es konnte daher nicht verhindert werden, daß bei Weitergebrauch eine starke Zersetzung des Gummis durch die ultravioletten Sonnenstrahlen eintrat.

Diesem Nachteil wird dadurch begegnet, daß der Metallbelag nicht als Ersatz der Einfärbung der oberen Stoffschicht benutzt wird, sondern in Verbindung mit einer gelb oder entprechend gefärbten Stoffschicht.

Durch diese Vereinigung wird der Vorteil erreicht, daß ohne eine praktisch in Betracht kommende Gewichtszunahme die Lebensdauer und die Gebrauchsfähigkeit eines Ballons gegenüber den bisher bekannten Ausführungen um mehr als das Doppelte erhöht wird.

284670. Fallschirmvorrichtung für Flugzeuge mit sich öffnender, den Fallschirm bildender Tragfläche. Stefan Sturm in Obertürkheim. — Die Fallschirmfläche wird durch am Hauptgerüst angelenkte, in geschlossenem Zustande ein Polygon bildende dreieckige Rahmenteile und die zwischen diesen angeordneten Stoffteile gebildet, so daß nach Lösung des Verschlusses der Rahmenteile die Fallschirmfläche sich zu einem in seiner ganzen Ausdehnung der Luft von unten Zutritt gewährenden Fallschirm wölben und dadurch auch schnell in Tätigkeit treten kann.

284348. An Luftfahrzeugen anzubringender Fallschirm. Joseph Frank in Kellmünz, Bayern. — Der Fallschirm hängt mit einem an seiner oberen Spitze befestigten Ring in einer an dem unteren Teil der Tragkörperseite des Luftschiffes angebrachten Klaue, die eine Aussparung mit einem bei normaler Lage des Luftfahrzeuges senkrecht nach unten gerichteten Schlitz besitzt, zu dem Zweck, den Fallschirm, der im Nichtgebrauchszustand infolge Fesselung des Sitzes an der Luftschiffgondel in schräger Lage hängt, lediglich durch Ausschwingen in eine senkrechte Lage selbsttätig zur Auslösung zu bringen.

283439. Flugzeug, dessen Tragflächengestell unter Zwischenschaltung federnder Mittel mit dem Anlaufgestell verbunden ist. Arthur George Watkins und David James Beitzel in Mechanicsburg, V. St. A. — Diese federnde Anordnung ist mit einer Pendelstabilisierung dadurch in Verbindung gebracht, daß an den federnden Mitteln Seilzüge angreifen, die zu den Stabilisierungsflächen führen und diese, so wie üblich, zur Wiederherstellung des gestörten Gleichgewichtes verstellen.

285986. Drachenflieger mit flügelartig schwingenden Tragflächen. Richard Mentz in Schweidnitz. — Die paarweise gegenüberstehenden Schwingen sind an den nach hinten geneigten Tragflächen um wagerecht, also in der gewöhnlichen Flugrichtung liegende Achsen schwingend angeordnet. Ein federnder Randstreifen an jedem Flügel an der der Flugrichtung entgegengesetzten Flügelseite und an dem äußeren Flügelende dient zur Fortbewegung des Fahrzeuges und zur Erzielung der zum Schweben auf den Schwingen, Steuer- und Schwebeflächen nötigen Geschwindigkeit ohne einen besonderen Propeller.

285227. Flugmaschine mit an der Tragfläche mittels Scharniere drehbar angeordneten Flügeln. David Palmgren in Wilmington, North Carolina, V. St. A. — Die vorn spitz zulaufenden und nach hinten sich verbreiternden Flügel *D* sind mit ihren inneren Längskanten an den nach hinten zu auseinanderlaufenden Seiten einer dreieckigen festen Tragfläche *C* angelenkt, so daß die Tragfläche der Flugmaschine sowohl im zurückgeklappten, als auch im ausgebreiteten Zustand der Flügel im wesentlichen die Gestalt eines mit der Spitze nach vorn liegenden Dreiecks bildet.

285375. Kreisförmige Tragfläche für Flugmaschinen. Jakob Zimmermann in Düsseldorf. — Diese Tragfläche kann mittels einer Anzahl von regenschirmartig an einem zentralen Ring angelenkten Streben durch lotrechte Verstellung des Ringes in einen Kegel und wieder in die Ebene verwandelt sowie um ihre Achse gedreht werden.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Luftschrauben-Untersuchungen. Berichte der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie für 1913—1915 von Professor Dr.-Ing. F. Bendemann. Drittes abschließendes Heft, hauptsächlich bearbeitet von Dr.-Ing. Karl Schmid. Verlag: R. Oldenbourg, München.

Diese vorzügliche Arbeit über Luftschrauben ist in dieser Zeitschrift in den Heften 5/6, 7/8, 9/10, 11/12 ds. Js. als Aufsatz erschienen.

Antike Technik von H. Diels. Verlag B. G. Teubner in Leipzig. Gr. 8° 140 S. mit 50 Abbildungen und 9 Tafeln. Preis geh. M. 3,60, in Leinwand gebunden M. 4,40.

Das Werk behandelt namentlich die antike Kriegstechnik und fordert zu einem Vergleich mit der heutigen Kriegstechnik heraus.

Bibliothek-Katalog des Schweizer-Aero-Klubs. 1. August 1915. Herausgegeben von Dr. Alf. Farner, Bern. Buchdruckerei Büchler & Co., Bern.

„Motor" August/September-Heft. (Verlag Gustav Braunbeck G. m. b. H., Berlin W. 35, Pr. M. 1,—.) Aus dem Inhalt: »Dardanellenflieger«, »In Flanderns Nebeln« Fliegererlebnisse von Dolf v. Korb (ill.), »Das F. M. K. im Kriege« (ill.), »Die gute Laune der Fliegerei«, »Im Reich des U-Boots« (ill.), »Fliegerbeschießung« von Hans Karl Rehm (ill.), »Die österreichisch-ungarische Automobil-Industrie im Kriege«, »Die Raumfahrt« von Paul Bellak, Wien, Kriegsaufzeichnungen (ill.), »Die Ausbildung der Kraftfahrer für den Kriegsdienst von Fritz Hansen (ill.). Bücherschau, Verfehlte Angriffe auf die Bosch-Magneto Company, New York.

„Über den Dieselmotor". Von Max Barth, 4. verb. Auflage, Großoktav, 32 Seiten, Preis M. 1.—. Verlag von Lipsius & Tischer, Kiel. Der Inhalt des Buches gliedert sich in drei Kapitel: A. Allgemeines über den Dieselmotor, Arbeitsweise, Konstruktion. B. Die Erprobung des Dieselmotors. C. Die Treibmittel der Dieselmotoren. Die Preis- und Zollverhältnisse der Rohöle, Nachweis der Betriebskosten, Vorteile des Dieselmotors, seine Entwicklungsmöglichkeit.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. **Ernennungen, Auszeichnungen und Beförderungen:** Unser Mitglied, der Geheime Baurat und Professor an der Technischen Hochschule in Darmstadt Berndt ist für das laufende Jahr dortselbst zum Rektor gewählt worden.

Unserem Vorstandsmitglied Geheimrat Professor Dr. Hergesell, dem Präsidenten des Deutschen Luftfahrer-Verbandes, dessen Beförderung zum Major wir kürzlich melden konnten, ist das Eiserne Kreuz 2. Klasse verliehen worden.

Unserem Mitglied, dem bisherigen Hauptmann im Feld-Art.-Reg. 62 Romberg, wurde in Genehmigung seines Gesuches der Abschied unter Beförderung zum Major und mit der Erlaubnis zum Tragen der Uniform des Feld-Art. Regts. Nr. 4 bewilligt.

2. **Zeichnung zur Kriegsanleihe:** Unser geschäftsführender Vorstand hat für die dritte deutsche Kriegsanleihe namens der Gesellschaft den Betrag von M. 40000 gezeichnet, so daß auch hierin die W. G. L. nach Kräften das Vaterland unterstützt.

3. **Jahrbuch III:** Auf dahingehende verschiedene Anfragen machen wir ergebenst darauf aufmerksam, daß der dritte Band unseres Jahrbuches (1914/15) mit seinen beiden Lieferungen abgeschlossen unseren Mitgliedern bei der Geschäftsstelle zur Verfügung steht. Die Versendung der Hefte wird deshalb nur auf Wunsch schon während der Kriegszeit vorgenommen, damit die angegebene Adresse bei dem durch den Krieg veranlaßten häufigen Wechsel ein richtiges Eintreffen gewährleistet.

Der Geschäftsführer:
Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. **PRANDTL** und Dr.-Ing. F. **BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | **27. November 1915.** | **Heft 21 u. 22.**



Präzisions-Stahlrohr



nahtlos kaltgezogen
aus

hochwertigem Chromnickelstahl

Marke ZHB

für Luftfahrzeugbau

Gewichtsersparnis bis 300% bei erhöhter Sicherheit! (63)

Gußstahlfabrik Felix Bischoff G.m.b.H., Duisburg a. Rh.

Die Flugzeugbespannungen werden mit **unserer**

Imprägnierungsmasse

imprägniert.

Telephon: Nollendorf 2542. (Cellon-Emaillit) Telephon: Nollendorf 2542.

HAUPTVORZÜGE: Dauernde Gas-, Luft- und Wasserundurchlässigkeit — Wetterbeständigkeit — Spiegelglatte Oberfläche — Erhöhung der Geschwindigkeit und Tragkraft — Abwaschbarkeit — Keine Feuergefährlichkeit. (35) **Neu! Hochglanzlack.**

Alleinfabrikation für Deutschland: **Dr. Quittner & Co., Berlin-Schöneberg,** Akazienstraße 27

Lieferant der Militärbehörden.

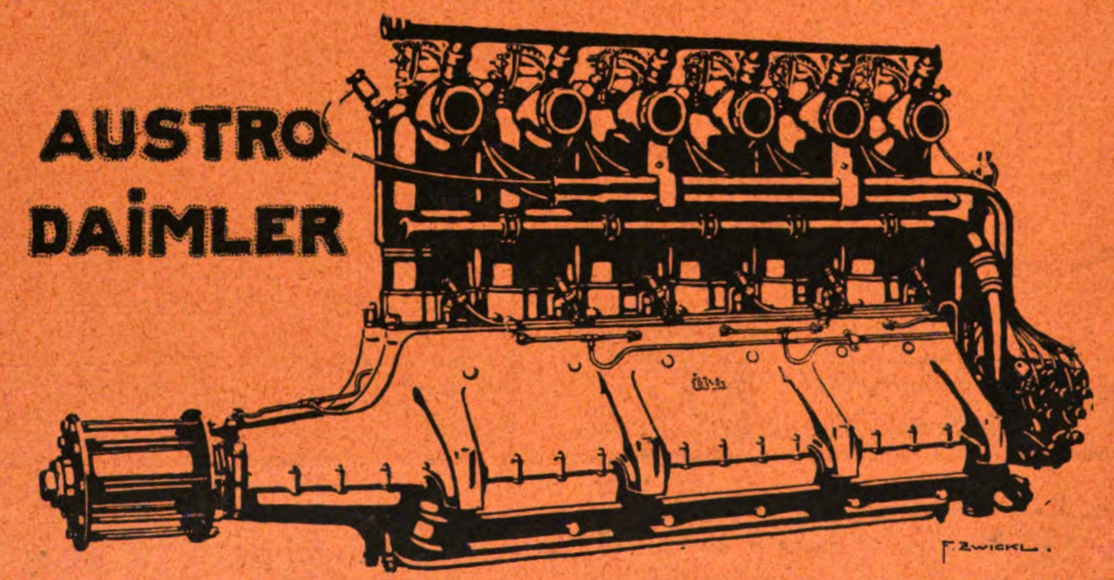
Achtung! Flugzeug- und Waggonfabriken!

Prima Ia astreine, zähe

Rundeschen

von 4—12 m lang, 27—70 cm Durchmesser, haben abzugeben:

Carl Dörnte & Sohn, Hamburg
Brauerknechtsgraben 11/13. (59)



Internationales Flugmeeting ASPERN 1914:

Erster Preis des Kriegsministeriums

für militärisch wichtigste Konkurrenz gewonnen durch Ing. SPARMANN
mit

100 HP AUSTRO-DAIMLER

Derselbe, im SCHICHTFLUG mit dem ERSTEN PREIS gekrönte Apparat, mit demselben über lange Distanzen angestrengten Motor gewinnt ferner:

Ersten nationalen Geschwindigkeitspreis

außerdem mehrere **erste Dauerpreise**

Österreichische Daimler Motoren A.G. — Wiener Neustadt — Wien

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 27. November 1915. | Heft 21 und 22.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Der Flügelschlag und die Schlagwirkung.

Von Gustav Lilienthal.

Der Aufflug des Vogels bei ruhiger Luft, also ein Flug bei verhältnismäßig geringer Vorwärtsbewegung, zeigt uns die äußerste Leistung der gefiederten Welt, sind doch nicht einmal alle Vögel hierzu befähigt. Man kann daher annehmen, daß die beim Aufstieg zu beobachtenden Bewegungserscheinungen, der Ausschlagwinkel der Flügel und die Zeitverteilung zwischen Auf- und Niederschlag, so bemessen sind, wie es die Notwendigkeit durchaus vorschreibt.

Jede auf einem ruhigen Hof auffliegende Taube beweist uns durch das Geräusch, welches ihre Flügel beim Zusammenschlagen oben und unten verursachen, einmal daß der Ausschlagwinkel mindestens 180° beträgt, und Auf- und Niederschlag gleich schnell ausgeführt werden.

Mein Bruder hat seinerzeit nachgewiesen[1]), daß beim Ruderflug eine Arbeitsersparnis eintritt, wenn für den Niederschlag $^3/_5$ und für den Aufschlag $^2/_5$ der Schlagdauer verbraucht werden. Dies ist zutreffend, wenn die Vorwärtsgeschwindigkeit eine gewisse Größe erreicht hat, beim Aufflug treten aber Verhältnisse ein, welche eine gleiche Zeitverteilung bedingen. Diese Verhältnisse ergeben sich aus der Eigentümlichkeit der Schlagwirkung, wie durch die weitere Beschreibung von Experimenten nachgewiesen werden soll.

Den Weg, welchen der Druckmittelpunkt des Flügels während des Flügelschlages zurücklegt, nenne ich die Schlagbahn.

Schlagwinkel ist der Winkel, welchen die Schlagbahn gegen den Horizont einnimmt.

[1]) »Vogelflug«, R. Oldenbourgs Verlag, München.

Schlagbahn und Schlagwinkel sind abhängig von dem Flügelausschlag und der sekundlichen Vorwärtsgeschwindigkeit.

Flächen, welche mit einer gegebenen Geschwindigkeit hin und her bewegt werden, erzeugen einen größeren Luftwiderstand, als wenn sie mit derselben Geschwindigkeit nach derselben Richtung sich bewegen.

Diese Entdeckung machten wir schon 1869 mit einem unserer ersten Schlagflügelapparate, abgebildet im »Vogelflug«, Fig. 60[1]). Wir untersuchten später diese Erscheinung systematisch mit besonders zu diesem Zweck gebauten, gleichfalls im »Vogelflug« beschriebenen Apparaten. Aus dem Ergebnis dieser Untersuchungen ergibt sich eine Arbeitsersparnis durch die Schlagflügelbewegung gegenüber einer drehenden Bewegung nach Art von Luftschrauben.

Ich habe in öffentlichen Vorträgen wiederholt diese Erscheinung durch Versuche vorgeführt, um dadurch befruchtend auf die Fachkreise einzuwirken.

Meine Versuchsflächen waren verschieden geformt. Flächen, deren Form sich dem Quadrat nähern, erzeugen eine verhältnismäßig größere Druckvermehrung als lange, schmale Flächen. Es ist die Vermehrung des Druckes gegenüber dem durch Rechnung ermittelten Druck bei ersteren größer als bei letzteren.

Glatte Flächen sind für die Druckvermehrung nicht so günstig als Flächen, welche eine geriefelte Oberfläche haben oder bei denen unter dem Luftdruck sich die Oberfläche beim Aufschlagen wie beim Niederschlagen zu kleinen Mulden gestaltet, welche quer zur Längsrichtung der Flügel liegen. (Siehe Fig. 1.)

Der Unterschied ist beträchtlich. Während meine Meßflächen mit glatter Oberfläche eine fünfzehnfache Druckvermehrung gegenüber dem rechnerisch ermittelten Druck zeig-

ten, entstand bei einer gleichgroßen Fläche mit muldenförmigen Querwellen unter sonst gleichen Umständen eine zwanzigfache Druckvermehrung.

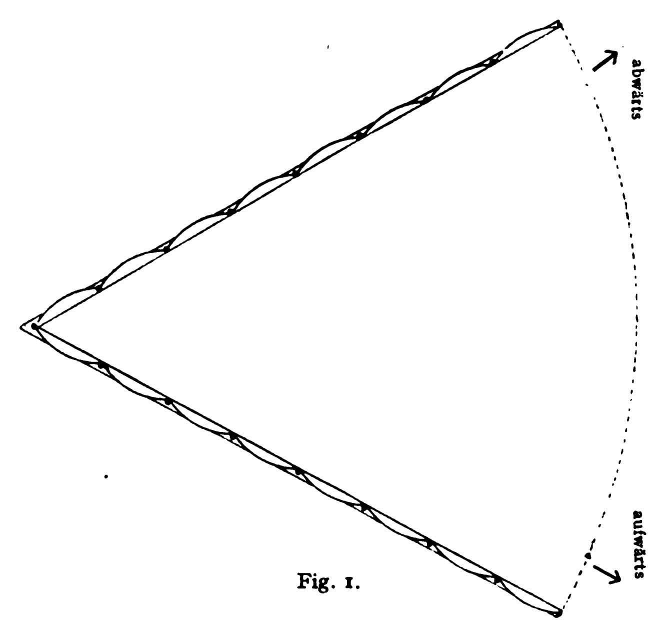


Fig. 1.

Beim Vogelflügel tritt die günstige Muldenbildung auf der Flügelunterseite ganz ausgeprägt auf. Fig. 2 zeigt einen Querschnitt durch den hinteren Teil der Unterarmfedern eines Urubuflügels in natürlicher Größe. Die Fahnen der Federn überdecken sich dachziegelartig.



Fig. 2. Querschnitt durch die Federn des Unterarmteils eines Urubuflügels.

Die Fahnen selbst bestehen aus feinen Rippen, welche mit kleinen Härchen dicht besetzt sind. Die Härchen verfilzen sich mit der anliegenden Rippe, da aber die Härchen nicht die ganze Höhe, sondern nur etwa die nach oben gerichtete Hälfte der Rippe einnehmen, so stehen die Rippen nach unten, ähnlich den Lamellen der Pilze, mit kleinen Zwischenräumen nebeneinander. Auf diese Weise bildet sich wiederum eine reibungvermehrende, riefelförmige Oberfläche an der Flügelunterseite. Die Oberseite ist dagegen recht glatt. Auch der Federkiel schließt oben mit der Fahne glatt ab, während er nach unten etwas hervortritt.

Wie im »Vogelflug« nachgewiesen ist, erhält eine Taube, welche in ruhiger Luft fast senkrecht auffliegt, einen zwanzigfach größeren Luftwiderstand, als man rechnungsmäßig feststellen kann. Diese Vervielfachung ist nur durch die Schlagwirkung zu erklären.

Nachstehend lasse ich ein Versuchsbeispiel in seiner Ausrechnung folgen.

Schlagwirkungsversuch ohne Vorwärtsbewegung.

Der Apparat ist in Fig. 3 dargestellt, jedoch hatte derselbe hierbei keine Räder. Es wurde die Größe des Fallgewichtes festgestellt zur Erzielung einer gleichen Geschwindigkeit der Flügelschläge einerseits für die leeren Rahmen, anderseits für die bespannten Flügel. Die Differenz beider Arbeiten zeigte mit ausreichender Genauigkeit die verbrauchte Arbeit zur Erzeugung des Luftwiderstandes und diente zur Berechnung der mittleren Luftwiderstandskraft. Das Verhältnis dieser Luftwiderstandskraft zu dem nach der herkömmlichen Formel berechneten Widerstand soll im folgenden »Schlagwirkung« genannt werden. Bei den hier näher angeführten Versuchen ergaben sich bei sieben Schlägen in 7,2 Sek. die folgenden Zahlen:

Belastung bei Vollgang . . 18,0 kg
Belastung bei Leergang . 2,5 kg
Netto 15,5 kg.

Fallhöhe des Gewichtes 1,12 m.
Flächengröße netto 1,56 qm.

Sek. Arbeit des Gewichtes $\frac{15{,}5 \text{ kg} \cdot 1{,}12 \text{ m}}{7{,}2} = 2{,}4$ mkg/Sek.

Sek. Weg des Druckzentrums $\frac{0{,}615 \cdot 2 \cdot 7}{7{,}2} = 1{,}2$ m/Sek.

Druck auf die Fläche $\frac{2{,}4 \text{ mkg}}{1{,}2 \text{ m}} = 2{,}0$ kg eff. Druck.

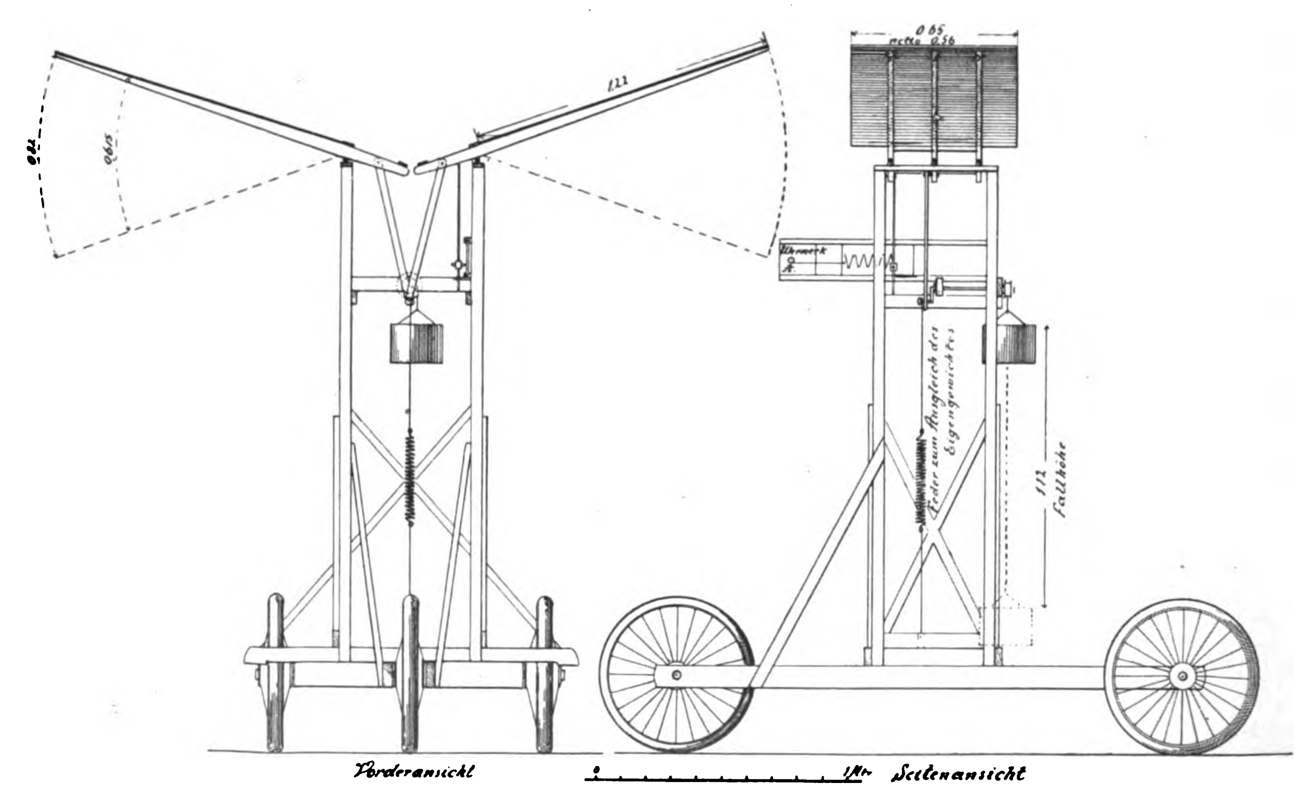


Fig. 3. Apparat zum Messen der Schlagwirkung bei gleichzeitiger Vorwärtsbewegung mit ebenen und gewölbten Flächen.

Rechnerisch ergibt sich der Druck auf die sich um eine Kante drehende Fläche bei einer Geschwindigkeit der Endkante

$$= \frac{0{,}82 \cdot 7 \cdot 2}{7{,}2} = 1{,}6 \text{ m/Sek.} \quad L = \frac{F \cdot r^2 \cdot K}{3} = \frac{1{,}56 \cdot 1{,}6^2 \cdot 0{,}1}{3} = 0{,}133.$$

Die Schlagwirkung ist daher $\frac{\text{eff. Druck}}{L} = \frac{2{,}0}{0{,}133} = 15{,}0$ fach.

Die Schlagwirkung einer quadratischen Fläche verhält sich zu einer Fläche länglichen Formats eines doppelten Quadrats wie 11 : 7.

Wir finden bei allen Vögeln, welche nur von einem Ruderflug Gebrauch machen können, Flügel, deren Breite zur Länge, wenn wir die Schwungfedern in Abzug bringen, eine fast quadratische Flächenform haben, also eine größtmögliche Ausnutzung der Schlagwirkung erzeugen.

Der Grund für die geringere Druckwirkung länglicher Flächen ist wohl in dem schnelleren Ausgleich der Spannungen der Luft von der Mitte nach den Rändern der Flügel zu erblicken. Bei einem kürzeren Weg der schmalen Flächen kann der Spannungsausgleich schneller geschehen, die Druckvermehrung wird daher verhältnismäßig geringer ausfallen. Aus gleichem Grunde wird wohl die Druckvermehrung auch bei größeren Flächen verhältnismäßig größer als bei kleinen Flächen sein. Mit unserem obenerwähnten Schlagflügelapparat, dessen einzelne Flächen je 2 qm maßen, ergab sich mit muldenbildender Oberflächengestaltung eine fünfundzwanzigfache Druckvermehrung, während ich mit 0,78 qm großen, ebenfalls muldenbildenden Flächen nur eine zwanzigfache Vermehrung erreichte.

Die Arbeitsersparnis durch die Schlagwirkung ergibt sich aus folgender Betrachtung. Soll ein Luftwiderstand von 10 kg von einer Fläche von 1 qm erzeugt werden, so ist bei drehender Bewegung hierzu die Zurücklegung eines Weges der Flügelspitze in der Sekunde nötig $= V = \sqrt{\frac{3 \cdot 10}{0{,}1 \cdot 1}} = 17{,}3$ m/Sek. Bei dieser Geschwindigkeit der äußeren Flügelspitze ist die Geschwindigkeit des Druckzentrums einer quadratischen Fläche $\frac{17{,}3 \cdot 3}{4} = 13$ m/Sek. Die Arbeitsleistung ist demnach 13 m/Sek · 10 kg = 130 mkg/Sek.

Unter Berücksichtigung einer fünfzehnfachen Schlagwirkung würde, wenn 10 kg Druck erzeugt werden soll, $V = \sqrt{\frac{3 \cdot 10}{0{,}1 \cdot 1 \cdot 15}} = 4{,}4$ m/Sek die Geschwindigkeit der Spitze sein. In diesem Fall ist der Weg des Druckzentrums $\frac{4{,}4 \cdot 3}{4} = 3{,}3$ m/Sek und dementsprechend die Arbeitsleistung 3,3 m/Sek · 10 kg = 33 mkg/Sek.

Die Arbeitsersparnis wäre in diesem Fall = 130 — 33 = 97 mkg oder 74%.

Im umgekehrten Sinne, wie die Ersparnis der Arbeit durch die Schlagwirkung entsteht, tritt eine Vermehrung der Beanspruchung eines Flugzeuges ein, wenn schlagartige Windstöße dasselbe plötzlich treffen.

Die Messung der Schlagwirkung mit ebenen Flächen ohne gleichzeitige Vorwärtsbewegung kann selbstredend nicht direkt mit dem Vogelflug in Beziehung gebracht werden, sondern diese dient nur zur Veranschaulichung der einfachsten Art der Schlagwirkung.

Fliegt der Vogel bei Windstille, so kann das Druckzentrum beim Flügelschlag eine senkrechte Geschwindigkeit von ca. 2 m/Sek nicht übersteigen. Vögel wie Taube und Storch haben im Druckzentrum nur eine senkrechte Geschwindigkeit von ca. 1,5 m/Sek. Auch die Heringsmöve hat, wenn bei Windstille geflogen wird, die gleiche Geschwindigkeit.

Durch unzählige Messungen mittels Stoppuhr habe ich gefunden, daß die Möve die gleiche Anzahl Schläge ausführt, gleichgültig, ob sie bei strammem Nordwest den Hafen von Hamburg oder bei völliger Flaute die Bai von Rio kreuzt, jedoch verringert sie die Größe des Ausschlags mit der Zunahme ihrer relativen Geschwindigkeit zur Luft.

Größere Vögel wie Storch und Kondor bedürfen zum Auffliegen unbedingt eines kräftigen Windes, oder sie müssen einen Anlauf nehmen können. Ihre Kraft reicht nicht aus, um die Flügel so weit auszuschlagen, um genügend hebenden Luftwiderstand zu erzeugen. Kondore werden bekanntlich leicht gefangen durch Umstellen eines Köders mit einem niedrigen Zaun.

Der bei einem schwachen Wind von 2 m/Sek auffliegende Storch hüpft dem Wind entgegen und führt dabei in der Sekunde zwei Schläge von je 0,75 m Spitzenausschlag aus. Die Schlagbahn der Spitze mißt hierdurch 5 m/Sek. Der sich hieraus ergebende Luftwiderstand ist nicht mehr nach der Formel $\frac{F \cdot v^2 \cdot k}{3}$ zu berechnen, sondern es bedarf hierzu einer Klarstellung über die Stellung der Flügel oder der einzelnen Flügelteile zur Schlagbahn.

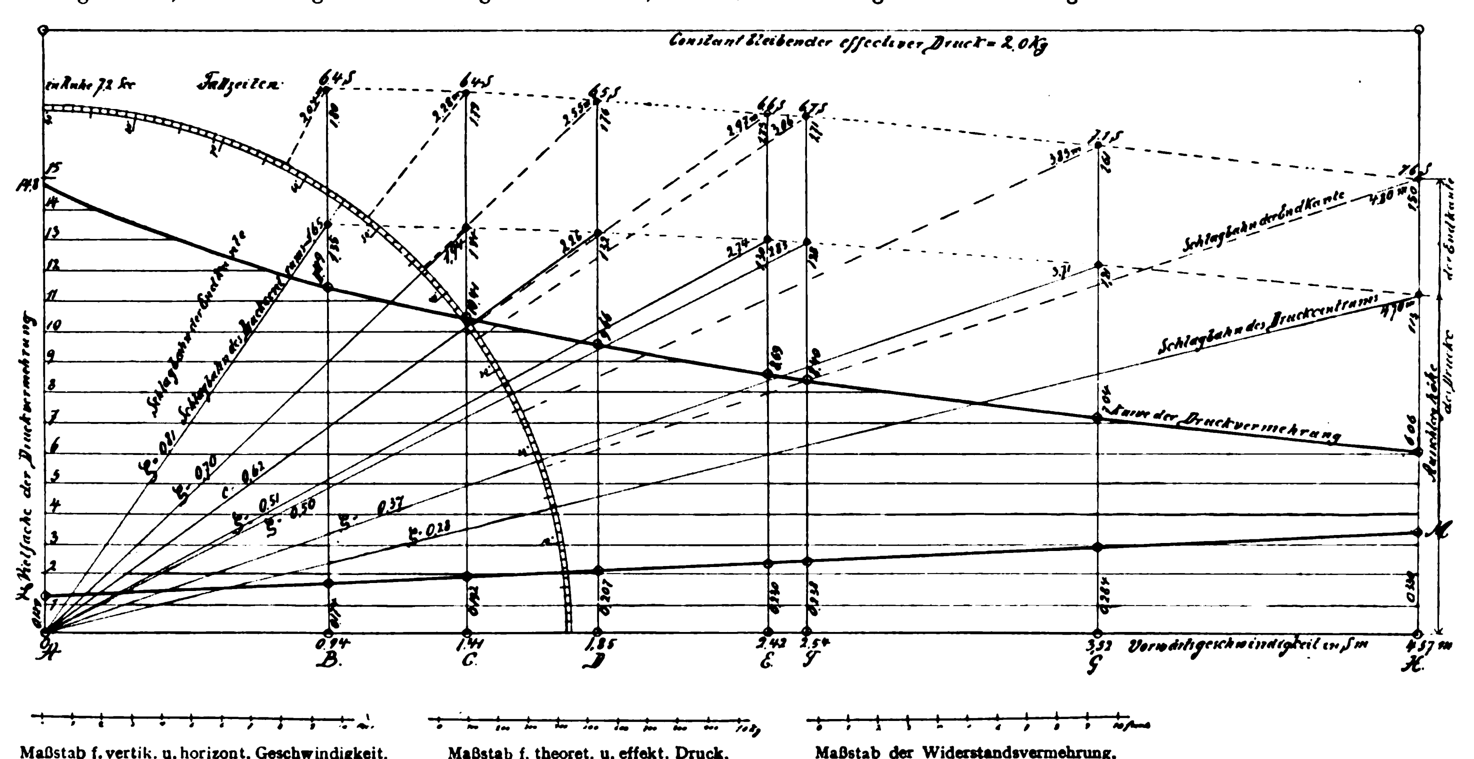


Fig. 4. Darstellung der Ermittelung der Schlagwirkung einer ebenen Fläche bei gleichzeitiger Vorwärtsbewegung.

Besonders aber muß dabei berücksichtigt werden, wie sich die Schlagwirkung bei gleichzeitiger Vorwärtsbewegung verhält.

Um diesen Fall rechnerisch betrachten zu können, habe ich über die Schlagwirkung bei gleichzeitiger Vorwärtsbewegung Versuche mit ebenen sowie mit gewölbten Flächen angestellt und dabei gefunden, daß mit der Zunahme der Vorwärtsbewegung die Schlagwirkung abnimmt.

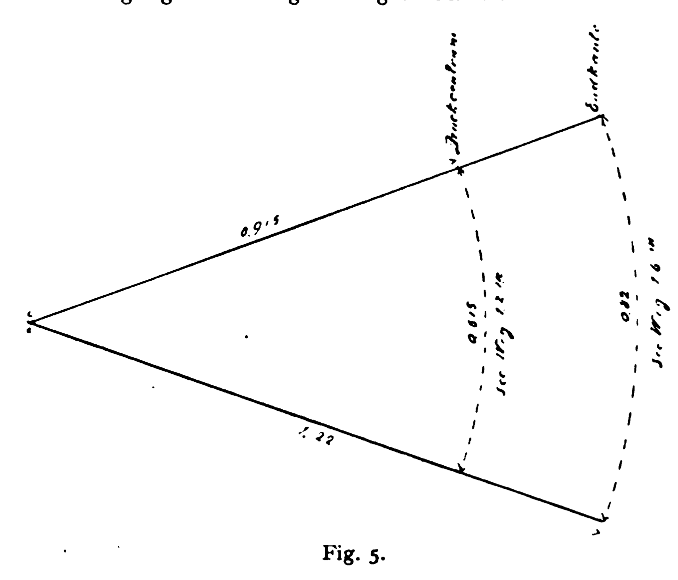


Fig. 5.

In den nebenstehenden Fig. 4 und 5 sind die Meßresultate mit ebenen Flügeln, in Fig. 6, 7 und 8 mit gewölbten Flügeln zeichnerisch dargestellt.

Die Versuche mit gewölbten Flächen sind nicht erschöpfend. Es bedarf vor allem einer Untersuchung bei größeren Geschwindigkeiten, eine Verwendung schwächer und stärker gewölbter Flächen und auch von Flächen, welche gleichzeitig der Länge nach eine Krümmung haben. Ganz besonders müßten diese Messungen aber auch im Winde gemacht werden.

Es ist eine Flächenform zu finden, welche unter gleichmäßig starkem Antrieb möglichst schnellen Aufschlag ausführt, also beim Aufschlag den geringsten Widerstand erfährt. Jedenfalls wird es nötig sein, daß die Fläche zwischen dem Auf- und Niederschlag eine Längsverdrehung erfährt. Dies könnte, wenn irgendmöglich, auch mit einem nach Dr. Thilos Verfahren präparierten Vogelflügel geschehen. Nach diesem Verfahren behält das Präparat seine Elastizität, ohne daß die Muskelteile entfernt werden brauchen. Würde man die Versuche so einrichten, daß beim Aufschlag die Flügelspitze etwas zurückgezogen wird, so entstünde der natürliche Flügelschlag.

Die Messungen müßten sich getrennt auf den Auf- und Niederschlag beziehen, sie würden dann außerordentlich wertvolle Resultate ergeben.

Zu meinen Versuchen konnte ich durch die Bereitwilligkeit des Kgl. Kriegsministeriums das Exerzierhaus der Gardeschützenkaserne in Gr.-Lichterfelde benutzen, ein freier Raum von 16 m Breite bei 45 m Länge und 8 m Höhe.

Der hierzu benutzte Apparat ist in Fig. 3 dargestellt. Die äußerste Geschwindigkeit, welche man erreichen konnte, indem man den Apparat laufend fortbewegte, war 5 m/Sek.

An dem Gestell ist bei *A* ein Uhrwerk angebracht, welches einen Papierstreifen an einem Schreibstift vorbei gleichmäßig vorwärtsbewegt. Der Schreibstift hebt und senkt sich mit den Flügeln. Das Uhrwerk wurde erst nach Erreichung einer gleichmäßigen Vorwärtsbewegung ausgelöst mit gleichzeitigem Anlauf der Stoppuhr.

Der Zeitpunkt, bei welchem das Antriebsgewicht abgelaufen war, markierte sich auf dem Fußboden der Halle, gleichzeitig wurde die Stoppuhr angehalten. Aus der zurückgelegten Entfernung ließ sich bequem der sekundliche Weg ermitteln. Durch die auf dem Millimeterpapier aufgezeichneten schlangenförmigen Linien konnte man genau sehen, welchen Zeitteil bei Verwendung gewölbter Flächen der Aufschlag und der Niederschlag verbrauchten. Bei ebenen Flächen war die Zeit des Auf- und Niederschlags gleich. Fig. 9 zeigt die Linienführung aus der Versuchsreihe *K* vom 4. 9. 10 mit gewölbten Flügeln.

Allen Messungen gingen Versuche unter gleichen Umständen mit unbespannten Flügeln von gleichem Gewicht und gleicher Gewichtsverteilung wie bei den bespannten Flächen voraus. Es konnte so der Wert des reinen Luftwiderstandes aus der Differenz zwischen Voll- und Leergang ermittelt werden. Die Versuche wurden viele Dutzend Male wiederholt von 0,5 bis 4,5 m/Sek Vorwärtsgeschwindigkeit.

Für die Ermittelung des theoretischen Druckes ist es erforderlich, den Winkel festzustellen, in welchem sich das Druckzentrum der Flügel zum Horizont bewegt. Hieraus ersieht man dann, welchen Widerstandskoeffizienten man in die Formel einzusetzen hat. Ich benutzte hierzu die im »Vogelflug«, Tafel I, angegebenen Werte. Es kommt hierbei die senkrechte Komponente in Betracht. Die Ausrechnung ist aus nebenstehender Tabelle zu ersehen.

Trägt man die Werte des errechneten Druckes der einzelnen Versuche in ein Koordinatensystem ein und verbindet man die einzelnen Endpunkte der Drucklinien miteinander, so entsteht eine allmählich aufsteigende Linie *L—M*. Fig. 4.

In Fig. 4 ist eine Versuchsreihe *A* bis *H* dargestellt. Die horizontalen Geschwindigkeiten sind 0 — 4,57 m/Sek. Während der eff. Druck bei allen Geschwindigkeiten derselbe bleibt = 2 kg, ist der errechnete Druck bei

A · 0,129,	daher die Schlagwirkung	14,8,
B · 0,174,	» » »	11,49,
C · 0,192,	» » »	10,41,
D · 0,207,	» » »	9,66,
E · 0,230,	» » »	8,69,
F · 0,238,	» » »	8,40,
G · 0,284,	» » »	7,04,
H · 0,330,	» » »	6,06

Die Einzelheiten der Versuche sind in Fig. 4 eingetragen. Die auf der Grundlinie in den Punkten *A* bis *H* errichteten Senkrechten geben den sekundlichen senkrechten Weg der Flügelspitze an. Auf $^3/_4$ dieser Linien liegt der Ausschlag des Druckzentrums. Die von diesen Punkten nach *A* gezeichneten Linien sind die Schlagbahnen der Druckzentren. Hieraus ergibt sich mit der Grundlinie der Schlagwinkel. Die Länge der Schlagbahn ist der sekundliche Weg des Druckzentrums. Zur Bequemlichkeit ist um *A* ein Quadrant mit einer Gradteilung eingezeichnet.

Bei ca. 10 m/Sek Vorwärtsgeschwindigkeit würde die Schlagwirkung auf Null sinken.

Ich bin, wie schon gesagt, bei den Versuchen mit ebenen Flächen nicht stehengeblieben, sondern habe auch noch die Schlagwirkung gewölbter Flächen mit gleichzeitiger Vorwärtsbewegung untersucht.

Zur Verwendung kam derselbe Apparat und dieselben Flügel wie bei den früheren Versuchen. Die Flügel waren jedoch durch einseitiges Bespannen mit feuchtem Papier und nachheriges Trocknen zu einer Wölbung 1:10 gekrümmt worden.

Für die geringe Vorwärtsbewegung entspricht dies Verhältnis etwa einem Hühnerflügel.

Die Untersuchungen gestalteten sich durch die Wölbung weit umständlicher, weil beim Aufschlag die Fläche nach oben konvex ist. Es war vorauszusehen, daß jetzt eine ungleiche Zeiteinteilung zwischen Auf- und Niederschlag eintreten mußte. Die Kurve auf dem Millimeterpapier ließ den Unterschied in der Zeitverteilung deutlich erkennen (Fig. 9).

Die Bewegung wurde ebenso, wie es vorher für die ebenen Flächen beschrieben ist, für die verschiedenen Geschwindigkeiten beobachtet, und die Ergebnisse wurden notiert.

Die Größe der Schlagflügel rechnet natürlich nach Abzug der Fläche, welche die Trageleisten beim Leergang einnehmen, so daß man den Nettoluftwiderstand der Flächen erhält.

Reibung und der unvermeidliche »tote Gang« sind ebenfalls auf diese Weise ausgeschaltet.

Die Versuche wurden sehr oft wiederholt, so daß die Beteiligten eine große Gewandtheit darin erhielten.

Wiederholte Messungen für dieselben Geschwindigkeiten gaben fast genau dieselben Werte.

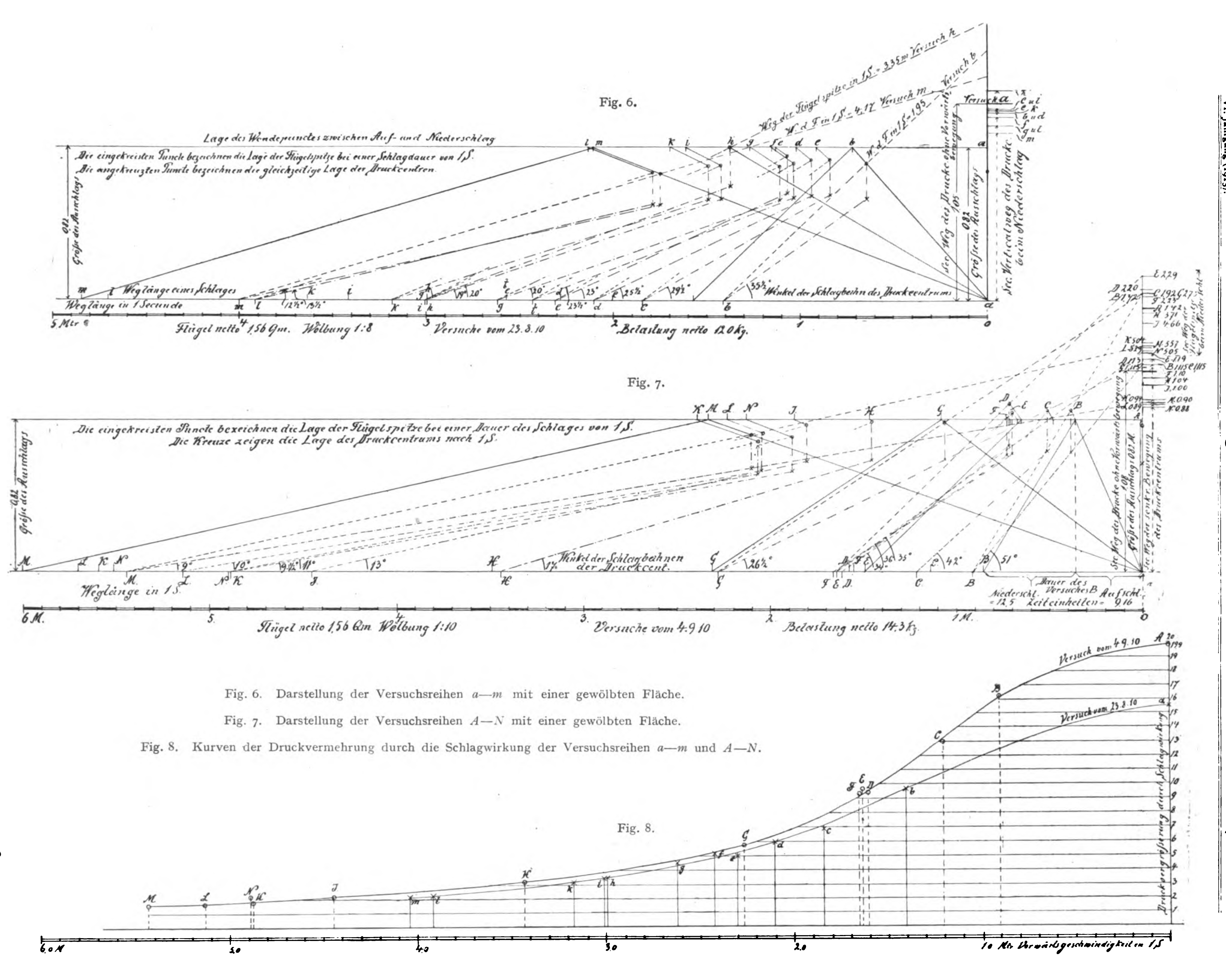


Fig. 6. Darstellung der Versuchsreihen a—m mit einer gewölbten Fläche.

Fig. 7. Darstellung der Versuchsreihen A—N mit einer gewölbten Fläche.

Fig. 8. Kurven der Druckvermehrung durch die Schlagwirkung der Versuchsreihen a—m und A—N.

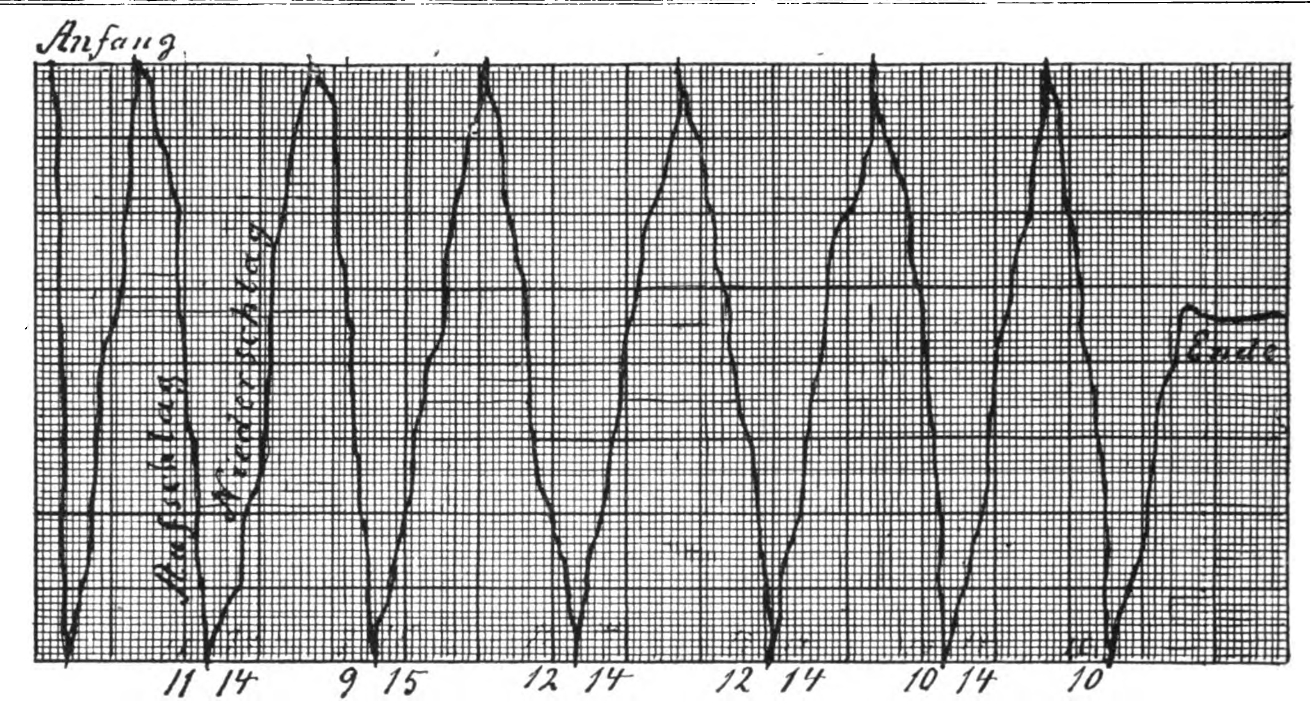
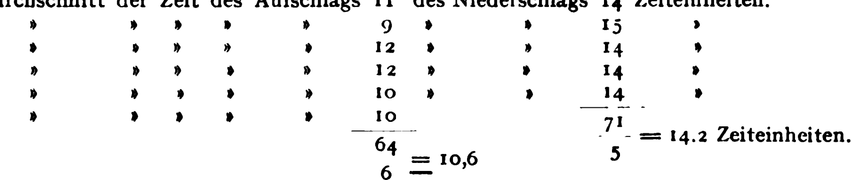


Fig. 9. Versuch K vom 4. 9. 10. 6,75 Schläge in 7,5 S. 38 m vorwärts. Belastung 14,3 kg. Wölbung 1 : 10.



	Aufschlag		Niederschlag	
Durchschnitt der Zeit des Aufschlags	11	des Niederschlags	14	Zeiteinheiten.
» » » » »	9	» »	15	»
» » » » »	12	» »	14	»
» » » » »	12	» »	14	»
» » » » »	10	» »	14	»
» » » » »	10			
	$\frac{64}{6} = 10{,}6$		$\frac{71}{5} = 14.2$	Zeiteinheiten.

Für die in Fig. 6, 7 und 8 dargestellten Aufzeichnungen dieser Versuche wurde absichtlich eine Versuchsreihe benutzt, bei welcher der Apparat nicht bis zum Äußersten beansprucht war und wenig Vibration zeigte. Ganz ließen sich diese allerdings wegen kleiner Unebenheiten des Fußbodens nicht vermeiden.

Schon bei der Schlagbewegung ohne Vorwärtsbewegung des Versuchs »a« war zu sehen, daß vermöge der Wölbung der Flächen der Aufschlag schneller wie der Niederschlag ausgeführt wurde. Der Papierstreifen rückte während der ganzen Schlagdauer durchschnittlich 25,5 mm vorwärts, wovon 13,5 mm für den Niederschlag und 12 mm für den Aufschlag entfallen. Den Aufschlag können wir für unsere Rechnung nicht gebrauchen, müssen denselben also völlig ausschalten und alle Werte des Niederschlags aus dem Diagramm für sich entwickeln. Demnach erzeugt der Niederschlag ohne Vorwärtsbewegung einen eff. Druck bei einer Nettobelastung von 12 kg. Der theoretische Druck ist beim Versuch a = 0,101 kg. Der eff. Druck = 1,547 kg. Die Schlagwirkung daher $\frac{1{,}547}{0{,}101} = 15{,}31$ fach. Siehe nebenstehende Tabelle.

In Fig. 6 sind die Druckverhältnisse und die Schlagwirkung von 12 Versuchen a—m und in Fig. 7 eine weitere Versuchsreihe von 13 Versuchen A—N dargestellt. Die Ausrechnungen ergeben sich aus der Tabelle.

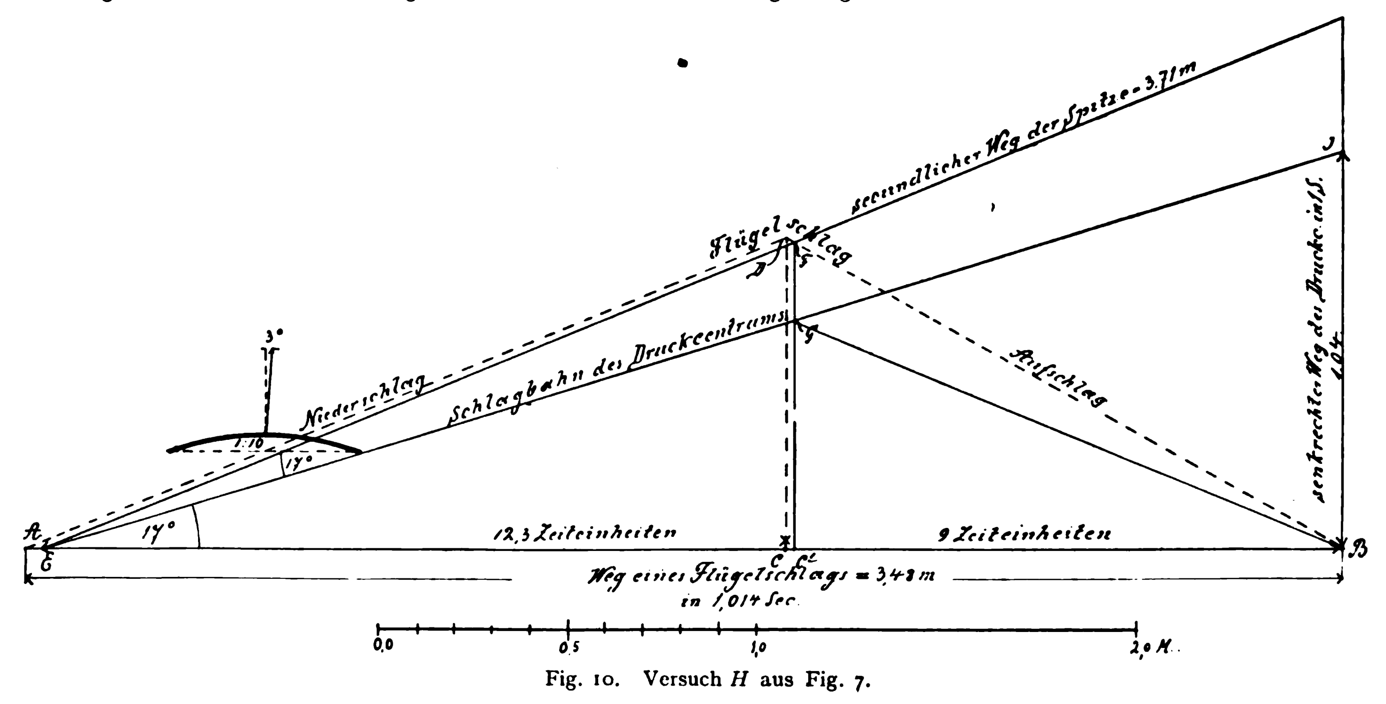


Fig. 10. Versuch H aus Fig. 7.

Tabelle.

Rechnungstabelle der Versuchsreihe mit Schlagflügeln bei gleichzeitiger Vorwärtsbewegung am 23. August 1910.

Flügelgröße netto 1,56 qm. Wölbung 1:10. Antriebsgewicht netto 12,0 kg Fallhöhe 1,12 m Vertikalweg des. Druckzentrums 0,9—1,05 m/Sec.

Versuch	Schlagzahl	Bahn vorwärts	Ganze Zeit	Zeitverteilung, nieder	Zeitverteilung auf	Vorwärts in 1 sec	Vorwärts 1 Schlag	Vorwärts Niederschlag 1 sec	Länge der Schlagbahn	Vertikalweg des Druckzentr.	Schlagwinkel	Koeffizient des Schlagwinkels	Theoretischer Luftwiderstand für axiale Bewegung	Richtung Winkel	Arbeit des Gewichts in sec	Effektiver Druck = Arbeit / Vertikaldruck	Schlagwirkung Effekt. Druck / Theoret Druck
		m	sec			m	m	m	m	m/Sec	°		kg	°	kgm	kg	Zeit
a	7	0	8,2	13,5	12,0	0	0	0	1,40	1,05	90	1,00	0,101	0	1,624	1,547	15,4
b	7	11,0	7,8	14,0	11,8	1,41	1,57	0,85	1,89	1,01	$35\frac{1}{2}$	0,90	0,165	$-7\frac{3}{4}$	1,708	1,691	10,2
c	7	14,0	7,6	13,7	11,3	1,84	2,00	1,09	2,30	1,03	$29\frac{1}{2}$	0,90	0,245	$-6\frac{3}{4}$	1,750	1,699	6,9
d	7	16,0	7,6	14,0	11,2	2,10	2,28	1,27	2,51	1,01	$25\frac{1}{2}$	0,91	0,296	-6	1,750	1,732	5,8
e	7	18,0	7,4	13,4	10,5	2,43	2,57	1,44	2,68	1,02	23	0,92	0,338	$-5\frac{1}{4}$	1,799	1,764	5,2
f	7	18,0	7,8	14,4	11,5	2,30	2,57	1,43	2,79	0,99	$23\frac{1}{2}$	0,92	0,370	$-5\frac{1}{4}$	1,807	1,826	4,9
g	7	21,0	8,0	15,0	11,0	2,62	3,00	1,74	2,90	0,94	20	0,92	0,400	$-4\frac{1}{2}$	1,656	1,762	4,4
h	7	21,0	7,0	13,5	11,3	3,00	3,00	1,63	3,35	1,13	20	0,92	0,583	$-4\frac{1}{2}$	1,900	1,681	2,8
i	7	24,0	7,8	14,0	12,3	3,07	3,42	1,82	3,30	1,03	19	0,91	0,513	-4	1,708	1,658	3,2
k	7	25,5	8,0	14,5	12,5	3,18	3,64	1,95	3,46	1,015	18	0,91	0,565	$-3\frac{1}{2}$	1,656	1,632	2,8
l	7	33,0	8,4	15,3	12,3	3,92	4,71	2,57	4,12	0,94	13	0,88	0,788	$-2\frac{1}{4}$	1,555	1,655	2,1
m	7	34,0	8,4	17,0	13,0	4,04	4,85	2,75	4,19	0,90	$12\frac{1}{2}$	0,87	0,792	$-2\frac{1}{4}$	1,575	1,751	2,2
Versuchsreihe vom 4. September 1910. Antriebsgewicht netto 14,31 kg. Vertikalweg des Druckzentrums 0,88—1,08 m/Sec.																	
A	7	0	7,1	12,0	9,5	0	0	0	1,42	1,08	90	1,00	0,104	0	2,22	2,07	19,9
B	7	6,0	6,6	12,5	9,16	0,90	0,85	0,49	1,72	1,11	51	0,89	0,134	$-8\frac{1}{2}$	2,41	2,17	16,1
C	7	8,0	6,6	12,7	9,3	1,21	1,14	0,65	1,92	1,11	42	0,89	0,168	$-4\frac{1}{4}$	2,41	2,17	12,3
D	7	11,0	6,8	11,6	9,8	1,61	1,57	0,84	2,20	1,13	35	0,90	0,223	$-7\frac{3}{4}$	2,35	2,08	9,3
E	7	10,36	6,25	12,1	9,5	1,65	1,48	0,82	2,29	1,19	36	0,90	0,215	$-7\frac{3}{4}$	2,56	2,15	10,0
F	7	11,0	6,6	12,5	9,5	1,66	1,55	0,88	2,23	1,10	34	0,90	0,229	$-7\frac{3}{4}$	2,42	2,19	9,1
G	7	16,15	7,1	11,6	10,2	2,27	2,30	1,22	2,73	1,11	$26\frac{1}{2}$	0,91	0,349	-6	2,26	2,03	5,8
H	7	24,4	7,1	12,3	9,0	3,43	3,48	2,01	3,77	1,04	17	0,91	0,654	-3	2,26	2,17	3,2
I	7	32,1	7,2	12,4	8,6	4,45	4,58	2,70	4,66	1,00	13	0,88	0,992	$-2\frac{1}{4}$	2,20	2,20	2,2
K	7	39,2	8,1	14,2	10,6	4,88	5,60	3,20	5,04	0,94	11	0,85	1,120	$-2\frac{1}{2}$	2,00	2,13	1,9
L	7	40,0	7,7	14,3	9,3	5,14	5,71	3,47	5,29	0,89	10	0,82	1,191	$-2\frac{3}{4}$	1,97	2,21	1,8
M	7	42,5	7,8	14,0	8,75	5,44	6,07	3,73	5,57	0,96	9	0,80	1,287	-3	2,05	2,28	1,8
N	7	38,7	7,9	14,8	9,4	4,90	5,52	3,38	5,05	0,88	$9\frac{1}{2}$	0,81	1,071	-3	2,02	2,23	2,0

Das Schema einer solchen Berechnung ist in Fig. 10 dargestellt. Als Beispiel wähle ich den Versuch H aus der Versuchsreihe von $4 \cdot 9 \cdot 10$.

Es wird zunächst der Weg der Vorwärtsbewegung während eines Schlages auf der Grundlinie $A—B$ abgeteilt.

Zur Ermittelung der Schlagbahn teilt man den Vorwärtsweg AB entsprechend der Zeitteile vom Auf- und Niederschlag (siehe Tabelle) = 9,0 : 12,3 in C ab. Errichtet man dann eine Senkrechte von der Höhe des Ausschlags in C bis D, dann sind $D—A$ und $D—B$ die Wege der Flügelspitze während eines Schlages. Da ein Schlag aber mehr als eine Sekunde Zeit verbraucht, so wird auf der Grundlinie der sekundliche Weg = $B—E$ abgegrenzt. Von E wird zur Schlagbahn des Niederschlags $D—A$ eine Parallele gezogen, bis diese die Bahnlinie des Aufschlags BD in F schneidet. $BF—FE$ ist der sekundliche Weg der Flügelspitze. Eine Lotrechte von F auf der Grundlinie nach C_1, in $\frac{3}{4}$ Höhe bei G geteilt, gibt mit E verbunden den Weg der Schlagbahn des Druckzentrums beim Niederschlag, deren Schlagwinkel 17° beträgt.

Für einen Winkel von 17° beträgt ζ 0,91 von K, und die Druckrichtung der Resultante ist 3°, rückwärts geneigt bei einer Bewegung der Fläche in ruhender Luft. Die senkrechte Luftwiderstandskomponente ist dann $= \frac{F \cdot v^2}{3} \cdot K \cdot \zeta \cdot \cos 3^0$

$$= \frac{1{,}56 \cdot 3{,}71^2}{3} \cdot 0{,}1 \cdot 0{,}91 \cdot 0{,}998 = 0{,}649 \text{ kg}.$$

Der eff. Druck ist in diesem Fall folgendermaßen ermittelt. Fallhöhe des Nettogewichtes von 14,3 kg während 1 Sek. $\frac{1{,}12}{7{,}1} = 0{,}158$ m. Geleistete Arbeit $14{,}3 \cdot 0{,}158 = 2{,}26$ mkg. Die senkrechte Weglänge des Druckzentrums in 1 Sek. ergibt sich aus der Verlängerung der Schlagbahn des Druckzentrums vom Niederschlag bis zu der in A errichteten Lotlinie A. Die Höhe des Schnittpunktes J über der Grundlinie ist 1,04 m. Der eff. Druck im Druckzentrum ist demnach $\frac{2{,}26 \text{ kg/m}}{1{,}04 \text{ m}}$ = 2,17 kg.

Die Schlagwirkung ist demnach $\frac{2{,}17}{0{,}649} = 3{,}31$ fach.

In gleicher Weise wurden auch die anderen Versuche durchgerechnet und in das Diagramm Fig. 8 für beide Versuchsreihen eingetragen.

Trägt man die Größen der Druckvermehrung als entsprechend lange senkrechte Linien auf einer Grundlinie in Abständen gleich der Vorwärtsgeschwindigkeit auf und verbindet die Endpunkte, so erhält man eine schräg aufsteigende Kurve für die Versuchsreihen $a—m—A—N$.

Es bedarf noch einer großen Anzahl von Versuchen, um die Schlagwirkung für jede beliebige Flächenbelastung und Winkelgeschwindigkeit bestimmen zu können.

In Fig. 11 sind die erhaltenen Werte der Schlagwirkung der beiden Versuchsreihen mit gewölbter Fläche und mit ebener Fläche in ein Koordinatensystem gebracht.

Die Winkel, in welchen die Schlagbahnen der Druckzentren geführt wurden, sind senkrecht, die erzielten Schlagwirkungen wagerecht eingetragen, so daß für jeden beliebigen Schlagbahnwinkel der dargestellten Beispiele die Schlagwirkung abgelesen werden kann.

Man erkennt aus den beiden mit gewölbter Fläche gemachten Versuchen, daß mit größerer Flächenbelastung die Schlagwirkung zunimmt.

Diese Zunahme ist verhältnismäßig gering bei den kleinen Winkeln. Bei Belastungen, wie sie beim Vogel, z. B. dem Storch, vorkommen — = 8 kg für 1 qm — ist daher die Schlagwirkung jedenfalls bedeutender als bei der Versuchsreihe $A \cdot N$, welche nur eine Flächenbelastung von 1,4 kg ergab.

Wir besitzen keine Koeffizienten für konvex gekrümmte Flächen, können daher die Wirkung des Flügelschlages bei diesen Versuchen nicht feststellen. Dies ist für das Studium des Vogelflugs aber ohne nachteilige Folgen, denn, wie in einem weiteren Artikel ausgeführt werden soll, bewegt der Vogel seine Flügel niemals so beim Ruderflug, daß er einen Druck von oben erhält.

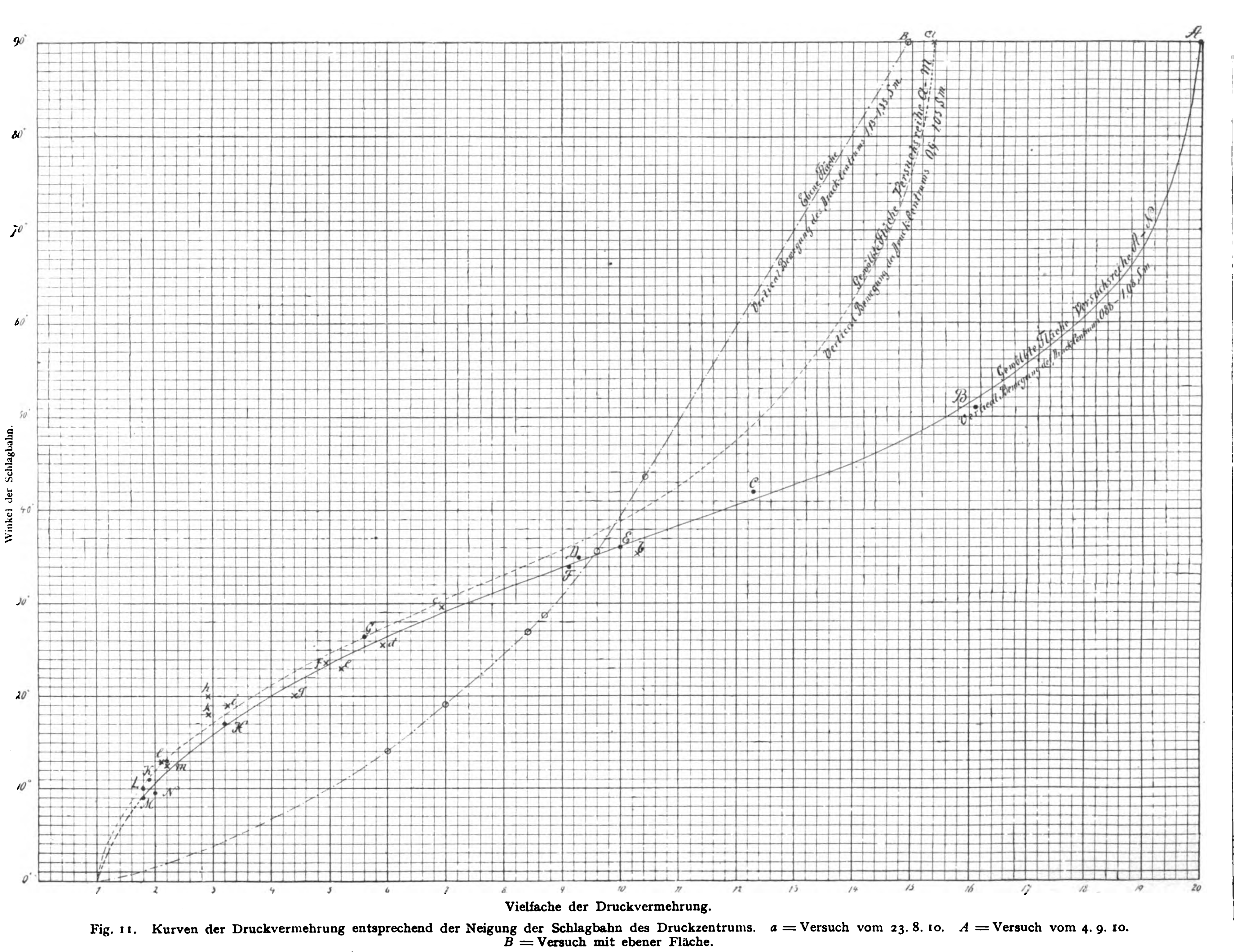


Fig. 11. Kurven der Druckvermehrung entsprechend der Neigung der Schlagbahn des Druckzentrums. a = Versuch vom 23. 8. 10. A = Versuch vom 4. 9. 10. B = Versuch mit ebener Fläche.

Nur Vögel wie der Rüttelfalke und der Königsfischer, wenn sie auf einem Punkte stehen, richten sich vorn stark auf und erhalten beim Aufschlag bei starker Verdrehung des Flügels um seine Längsachse Oberdruck oder richtiger Druck von hinten nach vorn mit entsprechender Aufwärtskomponente. Dr. Hankin beschreibt dies in seinen Veröffentlichungen auf Grund sehr eingehender Beobachtungen. Vorderhand genügt es, die Verhältnisse der Druckvermehrung beim Niederschlag kennen zu lernen.

Das Verhältnis der Druckvermehrung durch den Flügelschlag ist vor allem abhängig von dem Schlagwinkel. Wie wir gesehen haben, hört die Schlagwirkung bei 3° fast ganz auf und steigt erst wenig, und erst von 40° an ist die Zunahme beträchtlicher.

Der Schlagwinkel des Druckzentrums beim Ruderflug des Storches beträgt annähernd 15°, wenn derselbe mit 10 Sek./m fliegt. Hierbei ist die Schlagwirkung 2,8fach (siehe Fig. 11). Bei dem im »Vogelflug« berechneten Storchflug hat mein Bruder als Schlagwirkung für die äußeren Flügelteile 2,25 und für die übrigen Teile des Flügels 1,5fache Druckvermehrung angenommen. Diese Verhältnisse waren nur durch Schätzung bestimmt worden, da besondere Versuche damals von uns noch nicht vorgenommen waren. Wie wir jetzt sehen, war die Schätzung nicht schlecht.

Wärme- und Kälteabwehrmaßnahmen beim Bau von Luftschiffhallen.

Von C. Friedrich Otto.

Luftschiff und Luftschiffhalle sind voneinander untrennbar. Ohne seinen Stützpunkt kann das Luftschiff nur unter ganz besonders günstigen Verhältnissen und nur in beschränktem Maße Verwendung finden. Wir besitzen in Deutschland eine nennenswerte Reihe Privathallen und Hallen der Heeresverwaltung, die in neuerer Zeit in ihren Abmessungen und Eigentümlichkeiten sich nähern.

Die Normalhalle soll Platz für zwei Flugschiffe aufweisen, zwei Tore besitzen und genügend große Räume (Werkstätten, Lagerräume, Unterkunftsräume für das Fahrpersonal und größere Schneiderzimmer zum Ausbreiten der Gaszellen zum Flicken und Erneuern beschädigter Bahnen) vorzeigen können. In der Breite muß die Halle genügend Spielraum besitzen, damit bei Querwind ein schräges Einfahren sich ermöglichen läßt.

Neben den Fragen der räumlichen Zweckmäßigkeit, der Dauerhaftigkeit und der schnellen und leichten Öffnung der Tore ist von ganz besonderer Wichtigkeit, zweckentsprechende Maßnahmen gegen übermäßigen Wärme- und Kälteandrang zu treffen.

Es ist da zu unterscheiden zwischen
a) Wärmeabwehr,
b) Kälteabwehr,
c) Strahlenschutz.

Die Wärmeabwehr kommt bei Luftschiffen lediglich im Sommer und in tropischen Ländern in Betracht. In letzteren auch nur unter besonderen klimatischen Verhältnissen. Würde in einer nicht gegen Wärmezufuhr isolierten Halle das Luftschiff mit Gas gefüllt werden, dann hätte beim Einlassen das Gas eine größere räumliche Ausdehnung, als notwendig. Beginnt das Luftschiff dann seine Fahrt, so verkleinert sich unter der Einwirkung vorbeistreichender kühlender Winde sofort das Volumen des eingelassenen Gases. Dasselbe tritt ein, wenn ein Wetterumschlag erfolgt oder gegen Abend die Temperatur sinkt. Wird eine Luftschiffhalle in ausreichendem Maße sowohl an seinen Wänden wie an den Toren und der Decke isoliert, das heißt, wird der stündliche Wärmedurchgang durch die Konstruktion verringert, so ergeben sich ganz bedeutende Vorteile nach verschiedenen Richtungen. Einmal sinkt nicht wie bei einer nichtisolierten Halle der Fahrtendurchmesser des Luftschiffes, und zum anderen ist die Betriebswirtschaftlichkeit wegen des geringeren Gasbedarfs ganz außerordentlich günstiger.

Die Wärmeabwehr hat zudem weitere betriebswirtschaftliche und gesundheitliche Vorteile, die nicht unbeachtet bleiben sollten. Bei der großen Grundfläche von Luftschiffhallen sind die Dächer verhältnismäßig dünn. Die Folge ist, daß durch sie und durch die Wandflächen die Außenwärme sehr rasch eindringt und eine unerträglich hohe Innentemperatur schafft. Darüber, daß durch hohe Innentemperaturen die Leistungsfähigkeit der Arbeiter sinkt, eine Schlappheit im Gedankenfassen und Verrichten der Arbeitsvorgänge erfolgt und auch die Erkrankungszahlen in den Betriebskrankenkassen steigen, braucht an dieser Stelle wohl nicht besonders geschrieben zu werden.

Gegen Kälteabwehr wirkt die Isolierung parallel wie soeben ausgeführt. Unter der Einwirkung der Außenkälte, die durch nichtisolierte Luftschiffhallen ungehindert eindringen kann, wird das Gasvolumen verringert, es ist somit eine Mehreinlassung in die Zellen erforderlich. Das mehreingelassene Gas wird aber, sobald das Luftschiff seine Fahrt begonnen hat, unter der Einwirkung der Sonne oder der mittäglichen Wärme sich ausdehnen und meistens abgelassen werden müssen. Das hat aber dann wieder eine Verringerung des Flugkreises zur Folge, was besonders im Kriege recht unangenehm empfunden wird. Zudem tritt wiederum durch den Gasverlust eine Erhöhung der Fahrtkosten ein.

Die Kälteabwehr wirkt auf die Arbeitsräume in der Luftschiffhalle ähnlich so, jedoch in umgekehrter Richtung wie die Wärmeabwehr. Im Winter erfordert eine nichtisolierte Halle einen bedeutend höheren Brennmaterialienverbrauch zur Erzielung der notwendigen Innentemperatur, als ihn eine gut isolierte Halle beansprucht. Die nichtisolierte Halle ist wegen der großen Durchgangsflächen immer recht schwer zu beheizen, und daß bei nicht genügender Erwärmung die Leistung der Arbeiter sinkt, ist nicht weiter zu begründen. Also Betriebsverluste durch die Unterlassung nach zwei Seiten.

Einen recht leidigen Übelstand behebt die Isolierung gegen Kälte weiterhin insofern, als die Bildung von Schwitzwasser unter der Decke je nach der Stärke der Isolierung ganz unterbunden oder stark eingeschränkt wird. Überall, wo geheizte Räume durch dünne Dächer, insbesondere Betondächer, abgedeckt sind, entsteht unter der Decke Schwitzwasser, hervorgerufen durch die Erschreckung freigewordener Dämpfe von Wasser oder anderen Flüssigkeiten unterhalb der dünnen, kalten Decke. Je mehr Dämpfe frei werden, desto mehr Schwitzwasser. Dieses Schwitzwasser tropft unter der Einwirkung der Außenkälte ab und kann dann zur Beschädigung lagernder Materialien, Verrostung eiserner Konstruktionen usw. führen. Ist die Decke jedoch genügend isoliert, so daß die Außenkälte nur ganz langsam sich einen Weg durch die Konstruktion und durch die Isolierung zu bahnen vermag, dann können solche Erscheinungen nicht auftreten. Ersparnisse sind dann die Folge.

Der Strahlenschutz ist aus den gleichen Gründen wie die Abwehr der Wärme notwendig. Die Belichtungsflächen müssen möglichst klein gehalten werden. Die Fenster sind als Doppelfenster anzubringen mit dazwischen ruhenden Luftschichten. Sehr empfehlenswert ist es, vor den Fenstern Vorhänge aus Leinen oder Jute anzubringen, denn selbst der lockerste Jutevorhang vermag in ungeahnter Weise den Wärmedurchgang zurückzuhalten. Das Äußere der Luftschiffhalle ist möglichst hell zu halten, weil dunkle Körper in weitaus höherem Maße für Licht- und Wärmestrahlen empfänglich sind und die Wärme geradezu aufsaugen.

Die Durchführung dieser besonderen Anforderungen kann auf mancherlei Art geschehen. Der Übersichtlichkeit halber seien nacheinander behandelt:
a) die Seitenwände,
b) die Fenster,
c) das Dach,
d) die Stirnwände,
e) der Fußboden.

Seitenwände.

Die größten Durchgangsflächen für Temperaturunterschiede stellen die Seitenwände dar. Es muß darum dahin gestrebt werden, den stündlichen Wärmedurchgang, ausgedrückt in Kalorien durch ein qm, möglichst zu verringern. Das kann auf zweierlei Weise geschehen. Einmal können für die Herstellung der Wände von vornherein solche Baustoffe verwendet werden, die eine geringe Durchleitung für Tem-

peratureinflüsse haben, also eine niedrige Wärmeleitzahl besitzen, zum andern können die aus mehr oder weniger guten Wärmeleitern erbauten Wände nachträglich durch schlechte Wärmeleiter isoliert werden. Dabei ist zu beachten, daß die zur Verwendung gelangenden Materialien die jeweils notwendigen Sicherheitszahlen (Druckfestigkeit usw.) aufweisen und daß durch die etwaige nachträgliche Isolierung keine zu hohen Belastungen der Konstruktionen entstehen. Mit dem spezifischen Gewichte geht die Wärmeleitzahl Hand in Hand. Je niedriger das spezifische Gewicht eines Baustoffes ist, desto größer ist sein Isoliervermögen, bzw. desto niedriger liegt die Wärmeleitzahl.

Lediglich aus Betonfachwerk oder Ziegelfachwerk hergestellte Luftschiffhallenwände sind als ungeeignet abzulehnen. Der Wärmedurchgang ist viel zu hoch, denn die Wärmeleitzahl (k) für Beton beträgt 0,66[1]) und die für Ziegelmauer 0,35[2]). Es gibt andere Baumaterialien genug, die, allein oder gemeinsam mit Ziegel oder Beton angewendet, bedeutend niedrigere Wärmedurchgangszahlen aufweisen. Zu beachten ist natürlich immer, daß an dieser Stelle lediglich die isoliertechnischen Eigenschaften der jeweils genannten Baumaterialien untersucht werden sollen. Daß in der Anwendung also die etwa vorzunehmenden konstruktiven Hilfsleistungen in ihren Stärken ebenso für jedes Material zu berechnen sind, wie die Stärke der isolierenden Bau- und Isolierstoffe selbst, versteht sich von selbst. Es geht also selbstverständlich nicht an, etwa an Stelle eines früher gewählten Materials ein anderes mit niedrigerer Wärmeleitzahl zu setzen, ohne alle anderen damit zusammenhängenden Stärken und Anwendungen besonders durchzuberechnen. Je höher die Wärmeleitzahl eines Isoliermaterials ist, desto größer ist die anzuwendende Menge, also beim Bau von Luftschiffhallen desto dicker die Schicht.

Der Bimsbeton mit einer mittleren Druckfestigkeit von 53 kg auf den qcm, bestehend aus acht Teilen Bims und 1 Teil Zement, muß als ein ideales Bau- und Isoliermaterial für Luftschiffhallen angesprochen werden, denn die Wärmeleitzahl verschiedener untersuchter Bimskiese lag bei 0,081[3]), 0,066[4]) bis hinauf, je nach Beschaffenheit des Bimses, die von der Herkunft abhängt, bis zu 0,2. Es ist somit der stündliche Wärmedurchgang in Kalorien durch eine Konstruktion aus Bims dreimal bis zehnmal geringer als durch eine solche aus Beton oder Ziegel. Legt man die allerdings veraltete, von Péclet stammende, jedoch von der Bauwelt noch fast ausschließlich benutzte Wärmeleitzahl von 0,69[5]) für Ziegel zugrunde, dann ergibt sich vergleichsweise, daß bei gleichem Wärmedurchgange eine aus Bimsstücken, Zement und Luft bestehende Wand 65 mm, eine Wand aus Ziegelsteinen 51 cm und eine Wand aus Sand-, Quader- oder Bruchsteinmauerwerk gar 1 m stark sein müßte. Wie ersichtlich, kann darum u. U. eine Konstruktion erheblich schwächer hergestellt werden, wenn in angängigem Maße leichtere, isolierende Baustoffe zur Verwendung kommen. Bimssand und Bimskies wiegen je nach Körnung und Herkunft nur 300[6]) bis 800 kg/cbm, sind also sechsmal bis einhalbmal so leicht als Ziegel.

Die Schwemmsteine sind gerade beim Bau von Luftschiffhallen berufen, wegen der ausreichenden Druckfestigkeit und den isolierenden Eigenschaften ganz oder teilweise an die Stelle des Ziegels zu treten. Nach den neueren Erlassen des Ministers des Innern eröffnen sich der Verwendung des Schwemmsteines gewaltig große Zukunftsaussichten. Schwemmsteine bestehen aus vulkanischem Bimssand mit 40 bis 70% unlöslicher Kieselsäure und hydraulischem Lahnkalk als Bindemittel. Die Druckfestigkeit des Schwemmsteins, der in Süddeutschland auch Tuffstein und manchmal auch Bimssandstein genannt wird, beträgt 27 kg/qcm. Beim fertigen Schwemmsteinmauerwerk ist die Druckfestigkeit erheblich höher, weil sie durch Aufnahme der Kohlensäure aus der Luft bis zur vollständigen Versteinung steigt. Das Wärmeleitvermögen des Schwemmsteins beträgt zum Beispiel bei dem von dem Syndikat vertriebenen Erzeugnisse 0,14[7]). Um diese Zahl herum

[1]) Zeitschr. f. d. ges. Isolierwesen 1914, H. 3, S. 56.
[2]) Desgleichen.
[3]) Desgleichen.
[4]) Zeitschr. f. d. ges. Isolierwesen 1914, H. 5, S. 114.
[5]) Zeitschr. f. d. ges. Isolierwesen 1914, H. 2, S. 40.
[6]) Daselbst 1914, H. 3, S. 56.
[7]) Daselbst.

bewegen sich die Koeffizienten für die Schwemmsteine der verschiedenen Hersteller. Neben diesen vorstehend genannten günstigen Eigenschaften des Schwemmsteins kommt außerdem noch eine amtlich festgestellte Feuerbeständigkeit bis zu 1100° C und das niedrige spezifische Gewicht von durchschnittlich 0,650[1]).

Je nach den Anforderungen in bezug auf Stabilität und Isolierwirkung wird man in geeigneten Fällen Ziegelmauerwerk und Schwemmstein zu gleicher Zeit verarbeiten.

Wie bereits ausgeführt wurde, ist das Isoliervermögen um so höher, je leichter das Material ist. Mit der Leichtigkeit wächst aber verhältnismäßig die Porösität. Je poröser darum ein Baustoff ist, vorausgesetzt, daß die Porösität durch Zellen gebildet ist, die miteinander nicht durch Luftkanäle verbunden sind, desto größer ist sein Isoliervermögen. Luft ist bekanntlich das beste aller Wärme- und Kälteschutzmittel. Bedingung ist nur, daß die Luft auch wirklich in ruhendem Zustande sich befindet. Die Wärmeleitzahl der ruhenden Luft ist nach verschiedenen Ermittelungen im Mittel 0,02[2]), während sie für bewegte Luft rd. zu 0,2[3]) angenommen wird. Die temperaturisolierende Eigenschaft der Luft ist deswegen auch auf vielerlei Weise in den Dienst der Wärmewirtschaft und der Hygiene gestellt worden.

Doppelmauern mit ruhenden Luftschichten sind für Luftschiffhallen schon öfter empfohlen worden und sind auch bereits zur Ausführung gekommen. So hat die 1909 erbaute Luftschiffhalle der Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. in Friedrichshafen in den Eisenfachwerkswänden der Längsseiten doppelte Ausmauerung erhalten: eine Wand von ½ Stein und eine von ¼ Stein, die durch eine 60 mm starke isolierende Luftschicht voneinander getrennt sind. Die Fachwerkverbände sind außen verputzt. So sehr nun ja auch der Wert von Luftschichten, wenn sie einigermaßen ruhend sind, anerkannt werden soll, so sehr muß allerdings darauf hingewiesen werden, daß eine wirkliche Ausnutzung der hohen Isolierwirkung ruhender Luftschichten erst dann erreicht wird, wenn viele, voneinander unabhängige Luftschichten vorhanden sind. Je größer nämlich eine Luftschicht ist, desto größer ist die unter der Einwirkung der durch die Umfassungswände eindringenden Temperatur beginnende Kreisung der Luftsäule. Je mehr sich aber die Luft, auch in geschlossenen Räumen, bewegt, desto größer wird der Wärmedurchgang bzw. Kältedurchgang.

Aus dieser Erfahrung heraus ist die Technik seit mehreren Jahren bestrebt, eine Verringerung der Wärmeleitzahlen von Konstruktionen dadurch herbeizuführen, daß entweder Baustoffe verarbeitet werden, die an sich schon viele kleine geschlossene Luftzellen aufweisen, oder daß durch geeignete Maßnahmen viele kleine geschlossene Luftzellen geschaffen werden.

Dies letzte wird unter Umständen dadurch zu erzielen sein, daß man einen Korkbeton herstellt und anwendet. Korkbeton wird erhalten, indem man in die Betonmasse je nach dem rechnerisch vorher ermittelten Wärmedurchgang durch die fertige Konstruktion gesundes Korkschrot von vorher nicht gebrauchtem Korke gleichmäßig verteilt einfügt. Nach der Erhärtung enthält der Beton viele kleine wärmeisolierende Zellen, gefüllt mit Luft und Kork. Für diesen Zweck eignet sich der gewöhnliche Korkschrot aus Naturkorkholz, in besonderer Weise aber der durch Hitze aufgeblähte Kork. Die Anwendung von Korkschrotbeton erfordert sorgfältige Berechnungen und sehr aufmerksame Verarbeitung, damit keine Nachteile durch stellenweise auftretende geringere Druckfestigkeit entstehen.

Auch bei den Hohlsteinwänden ist es die eingeschlossene Luft, die isolierend wirkt. Es gibt eine größere Anzahl verschiedener Hohlsteine und verschiedene Anwendungs- und Verarbeitungssysteme. Recht bekannt und verbreitet sind die Försterschen Wände aus Hohlsteinen.

Leichtsteinwände kommen ebenfalls für Luftschiffhallen in Betracht. Auch wird halb Ziegel, halb Leichtstein zur Anwendung gebracht. Vom isoliertechnischen Standpunkte aus handelt es sich um denselben Grundsatz, der den Hohl-

[1]) Zeitschr. f. d. ges. Isolierwesen 1914, H. 3, S. 56.
[2]) Daselbst, H. 6, S. 121.
[3]) Desgleichen.



steinen zugrunde liegt, nur daß bei den Leichtsteinen die Luft in vielen kleinen Zellen, statt in einem einzigen Raume enthalten ist.

Kieselgursteine und Kunsttuffsteine lassen bei Luftschiffhallenwänden das Ziel, den Temperaturausgleich möglichst zu unterbinden, am schnellsten und wirkungsvollsten erreichen. Diese Steine werden in Normalformaten genau wie Ziegel verarbeitet, doch ist es nur in Ausnahmefällen angängig, sie im Luftschiffhallenbau allein zu verwenden. Es ist anzuraten, sie im Verband mit Ziegel oder anderem Material einzubauen.

Handelt es sich beim Bau von Luftschiffhallen an irgendwelchen Stellen darum, mit leichten, wenig beanspruchten Eisenfachwerkswänden auszukommen, dann kann man an solchen Stellen die beiderseitige Ausfüllung des Eisenrahmens mit unverbrennbaren Isolierplatten vorsehen, von denen es eine Anzahl gibt, die sich schon seit Jahren im Hochbau durchaus bewährt haben. Es handelt sich da sehr oft um Platten aus Gips mit Kokosfasern, gegen Fäulnis imprägnierte Holzspäne und Korkschrot, die zweiseitig glatt und nagelfest sind. Da die Festigkeit auf den qcm im Mittel 150 kg beträgt und das Material unverbrennbar ist, kann es unter Umständen mit Vorteil auch für Außenwände Anwendung finden.

In ähnlicher Weise können die Bims-Zement-Wanddielen, jedoch immer erst nach sorgfältiger Durchrechnung der in Betracht kommenden Drücke, Windstärken usw. auch für Seitenwände von Luftschiffhallen unter Umständen angewendet werden. Das geringe Wärmeleitvermögen der Bims-Zementdielen ist bekannt und wird ja auch zur Genüge erhellt durch die Ausführungen, die weiter oben über Bims und Schwemmstein gemacht worden sind.

In wenigstens ebenso großem Maße wie die Herstellung der Wände aus solchen Baustoffen, die an sich schon stärker oder schwächer isolieren, ist es üblich, die Wände aus guten Wärmeleitern herzustellen und nachträglich mit schlechten Wärmeleitern zu verkleiden. In allererster Reihe ist da auf die Anbringung von Korksteinplatten hinzuweisen, die sich im Hochbau seit mehr als zwanzig Jahren überall dort, wo es galt, gegen schroffen Temperaturweehsel Vorkehrungen zu treffen, hervorragend bewährt haben. Es gibt im Hochbau kein zweites Isoliermittel, das in gleichem Maße die gestellte Aufgabe löst wie der Korkstein. Mit einem niedrigen spezifischen Gewichte (0,2 bis 0,4, je nach Art und Herkunft), einer Bruchfestigkeit von 5 bis 9 kg/qcm und einer Druckfestigkeit bis zu 45 kg/qcm verbinden die Korksteine ein Wärmeleitvermögen von nur 0,025 bis 0,05. Die meisten Korksteine des Handels haben eine Wärmeleitzahl von 0,04, leiten also bei gleicher Dicke die Wärme bzw. die Kälte zehnmal so schwer als Ziegel. Es liegt klar auf der Hand, daß man mit einem solchen hervorragenden Materiale als innere Verkleidung der Wände, die nachher verputzt oder durch einen halben Stein Ziegelwand abgeschlossen wird, immer ohne die geringste Unsicherheit, den stündlichen Wärmedurchgang durch das Gefüge auf jenes Mindestmaß zurückbringen kann, das vor Inangriffnahme des Baues rechnerisch festgelegt worden ist. Der Raum reicht nicht, um in ausführlicher Weise auf die verschiedenen Anwendungsmöglichkeitsarten einzugehen. Hervorgehoben soll nur werden, daß bei dem Bau von Luftschiffhallen in allererster Linie, weit anderen Isoliermitteln voraus, Korkstein für Wärme- und Kälteabwehr in Betracht kommt.

Von den Isolierplatten, die als Wettbewerber gegen Korksteinplatten für die nachträgliche Isolierung von Luftschiffhallenwänden empfohlen worden sind, seien die Asbestkieselgurplatten mit einer Wärmeleitzahl von 0,11, sowie die Asbestmagnesiaplatten mit ihren vielerlei Abweichungen genannt. Platten dieser Art sind unter allen möglichen Namen und geschützten Marken im Handel. Sie bestehen aus Faserstoffen aller Art, schlechten Wärmeleitern und Bindemitteln. Die Wärmeleitzahl liegt in den meisten Fällen über 0,05 bis rd. 0,15.

Eines Materiales sei bei Erwähnung dieser Isolierplatten gedacht, das im Luftschiffhallenbau erprobt und für geeignet befunden worden ist. Es ist das der unter dem Namen »Eternit« bekannte Asbestschiefer der zur äußeren oder inneren Verkleidung von Luftschiffhallen angewandt werden kann.

In eine besondere Klasse gehören die Falzbaupappen. Ihre Anwendung wird bekannt genug sein, so daß es genügt, hervorzuheben, daß beim Bau von Luftschiffhallen sie mit Vorteil dann verwendet werden können, wenn die Luftkanäle geschlossen werden. Über die isolierende Eigenschaft der ruhenden Luft ist vorhin schon berichtet worden. Vollkommen verkehrt wäre es, die Falzbaupappen mit offenen Luftkanälen zu verwenden, wie es seitens der Hersteller für feuchte Mauern empfohlen wird.

Lange bevor die Bautechnik an die Verwendung solcher Baustoffe dachte, die aus sich schon isolierend wirken, und auch lange bevor man im Hochbau an die nachträgliche innere oder äußere Verkleidung der Mauern mit schlechten Wärmeleitern dachte, wurde das Schüttverfahren schon geübt. Es käme bei der Erbauung von Luftschiffhallen so etwa zur Anwendung, als in die Zwischenmauern, wie es z. B. bei der 1909 erbauten Luftschiffhalle in Friedrichshafen vorgesehen ist, an die Stelle der natürlichvorhandenen Luft schlechte Wärmeleiter eingeschüttet werden. Korkschrot eignet sich wegen seines geringen Gewichtes, seiner Fäulniswiderstehung, seiner wasserabweisenden Eigenschaften und der niedrigen Wärmeleitzahl von 0,03 bis 0,04[1]) dazu ganz besonders.

Aber auch Kieselgur findet für Schüttungszwecke ausgedehnte Anwendung. Neben den günstigen Eigenschaften des Korkschrotes hat Kieselgur allerdings, was keineswegs übersehen werden darf, anderseits den großen Nachteil, in recht erheblichem Maße Wasser aus der Umgebung aufzunehmen. Je nach der Beschaffenheit vermag die Kieselgur die vier- bis achtfache Menge Wasser, auf ihr eigenes Gewicht bezogen, aufzunehmen. Bei der Aufnahme von fünfmal soviel Wasser tropft sie noch nicht. Das hat insofern viel zu bedeuten, als ein feuchtes Isoliermittel seine isolierenden Eigenschaften zum großen Teile verliert. Die Wärmeleitzahl für Wasser wird zu 0,44 bis 0,56 angegeben und Versuche[2]) haben tatsächlich ergeben, daß durch ein feuchtes Isoliermittel bis zu zehnmal soviel Wärme in der Einheit hindurchgeht, als im trockenen Zustande. Nach neueren Versuchen hat Kieselgur einen stündlichen Wärmedurchgang von 0,06, es ist jedoch den Wärmeschutzmittelherstellern gelungen, Kieselgurmischungen auf den Markt zu bringen mit Wärmeleitzahlen von 0,05 und um diese Zahl herum.

Für viele Fälle haben die Beteiligten Mischungen aus Kieselgur und Korkschrot zur Erzielung der verlangten Isolierwirkung benutzt. Von einer Anwendung beim Bau von Luftschiffhallen habe ich allerdings noch nicht gehört.

Blätterholzkohle ist dasjenige Schüttisoliermittel, das gerade für Luftschiffhallen immer gern empfohlen werden kann. Von den verschiedenen guten Eigenschaften der Blätterholzkohle sei die niedrige Wärmeleitzahl 0,035[3]) bis 0,056 besonders hervorgehoben.

Auch Isoliermulle hat sehr günstige Wärmeleitzahlen; von einer Verwendung gewöhnlicher Torfstreu muß dagegen ganz entschieden abgeraten werden. Ebenso kommen Sägespäne, auch wenn sie asphaltiert oder mit Karbolineum gegen Fäulnis imprägniert sind, für Kälte- und Wärmeabwehr ernstlich nicht in Frage.

Schließlich seien bei den Schüttisoliermaterialien noch Bimskies und Bimssand genannt. Der letztere soll nicht verwendet werden, die guten Eigenschaften des ersteren sind zu Eingang dieser Arbeit bereits genannt worden.

Zu beachten ist bei der Verwendung von Schüttmaterialien, daß sie nach einiger Zeit zusammengesackt sind und der entstandene, mit Luft gefüllte Leerraum wieder mit Isoliermaterial aufgefüllt werden muß. Beim Unterlassen des Auffüllens treten die geschilderten Kreisläufe der Luft auf und damit Vergrößerungen im Wärmedurchgang. Beim Einbringen der Isolierstoffe müssen die Wände trocken sein. Gebraucht werden für jeden cbm von

Blätterholzkohle	85	bis	140 kg
Haspelmoor-Isoliermulle . . .			285 »
Isolier-Bimskies			370 »
Kieselgur	200	»	400 »

[1]) Zeitschr. f. d. ges. Isolierwesen 1914, H. 3, S. 56.
[2]) Daselbst, H. 1, S. 9.
[3]) Zeitschr. f. d. ges. Isolierwesen, 1914, H. 2, S. 34.

Korkschrot aus Naturkork	80 bis 100 kg
Korkschrot aus Schwellkork	50 »
Torfmulle	280 » 300 »
Schlackenwolle	250 » 500 »

Fensterflächen.

Die Fensterflächen sollen bei einer Luftschiffhalle möglichst gering sein, denn um so weniger Wärme vermag durch sie einzudringen bzw. zu entweichen. Aber auch aus Gründen der Wärmestrahlung sollen die Belichtungsflächen möglichst klein gehalten sein. Doppelte Verglasung mit Luftzwischenraum ist unbedingt erforderlich. Mattglas und Drahtglas sind zur Anwendung zu bringen und dabei darauf zu achten, daß die Luftschicht zwischen den Glasflächen möglichst ruhend bleibt. Bei der erwähnten Friedrichshafener Luftschiffhalle beträgt die gesamte Belichtungsfläche der Halle nur rd. 40% der Grundrißfläche, wodurch die durch Strahlen hereindringende Sonnenwärme in nennenswertem Maße abgehalten wird. Wer die Einwirkung auch nur eines lockeren Leinen- oder Jutegewebes kennt, wird wissen, daß auch die Vorhänge vor den Fenstern im Sommer und bei Sonnenschein recht erhebliche Einheiten Wärme bannen können. Zur vollkommen durchgeführten Wärmeabwehr gehören unter allen Umständen auch Fenstervorhänge. Glasbauziegel sollten wegen der eingeschlossenen Luft und der dadurch hervorgerufenen wärmeisolierenden Eigenschaften an der Nord- und Ostseite der Halle in reichlichem Maße Anwendung finden.

Dach.

Die Konstruktion des Daches kann recht verschieden sein. Grundbedingung ist, daß das Dach ein möglichst geringes Eigengewicht besitzt, fäulnis- und rostsicher angelegt wird und diejenigen Eigenschaften aufweist, die zur Vermeidung von Tropfwasser, Abwehr der Kälte und langsamen Durchlassens der Wärme notwendig sind. Die Eigenschaften der jeweils zur Anwendung kommenden schlechten Wärmeleiter sind zur Genüge bei Besprechung der Wände erörtert worden. Es genügt, wenn hier lediglich auf die Arten der Konstruktionen hingewiesen wird.

Das Holzzementdach ist schon viele Jahre dort zur Anwendung gelangt, wo eine gleichmäßige Innentemperatur verlangt wird. Für die Luftschiffhalle kann es aber nur gemeinsam mit einer unteren oder oberen Verkleidung von Korkstein genügen.

Das Wellblechdach kann allein auch nicht verwendet werden. Es ist notwendig, entweder durch Anbringung von Korkstein dem Dach einen geringen Wärmedurchgang zu geben oder die einzelnen Fugen mit Korkschrot auszufüllen und das Ganze mit einer guten Isolierdachpappe abzudecken; die Wärmeleitzahl der Dachpappe ist 0,12[1]).

Holzdächer, z. B. solche nach dem Hetzerschen Systeme, sollen stets mit Korkstein isoliert und mit Dachpappe abgedeckt werden.

Bei Eisenbetondächern läßt sich eine Isolierung durch Korkstein unter gar keinen Umständen vermeiden. Man hat die Wahl, entweder den Korkstein unterhalb oder oberhalb des Betondaches anzubringen. Oberhalb ist eine sorgfältige Verkittung mit dem Korkstein-Asphaltkitt durchaus notwendig. Immer aber empfiehlt es sich, auch trotz gegenteiliger Zusicherung, über den außerhalb verlegten Korkstein eine gute Isolierpappe verlegen zu lassen. So bildet z. B. bei der vor etwa 6 Jahren erbauten Friedrichshafener Zeppelin-Luftschiffhalle das Dach eine 80 mm starke Eisenbetonschicht mit Ruberoidabdeckung.

Vom isoliertechnischen Standpunkte aus sind auch die Bimsbetondächer sehr zu empfehlen. Diese Dächer können in gerader oder bogenförmiger Form hergestellt werden. Die Massivdecke wird durch einen Bimssand enthaltenden und mit genarbten Eiseneinlagen armierten Beton hergestellt. Die Eindeckung geschieht mit Holzzement oder doppelter Papplage.

Bimsbeton-Kassettenplatten-Dächer, auf die Eisenkonstruktion aufmontiert, mit doppelter Dachpappenlage versehen, sind isoliertechnisch ebenso wertvoll und können durchaus empfohlen werden.

[1]) Köhler, Asphalt, 1913, S. 474.

Nach einem patentierten Verfahren kann die Eindeckung der Luftschiffhalle durch Eternit oder Fulgerit auf Zoreseisen oder verzinkte Zoresketten geschehen.

Giebelwände.

Die Giebelwände oder Stirnwände müssen ebenfalls ausreichend gegen Temperaturausgleichungen isoliert werden, doch ist dabei zu beachten, daß die Isolierung nach ganz anderen Grundsätzen als bei den Seitenwänden zu geschehen hat. Die Stirnwände müssen sehr leicht sein, weil sie entweder beim Ein- und Ausfahren eines Luftschiffes gedreht oder seitwärts, als Kulissentor, zusammengeschoben werden sollen. Kulissentore können nach einem Entwurfe einer bekannten Hallenbaufirma hergestellt werden außen mit verzinktem Wellblech, innen mit einer Korkschicht verkleidet und dazwischen mit einer ebenfalls isolierenden Luftschicht.

Drehtüren sind bei kleineren Abmessungen zu erhalten, wenn ein Rahmen mit Eisenblech beiderseitig verkleidet wird und der Zwischenraum mit Korkschrot gefüllt wird.

Ebenso lassen sich gut isolierende Stirnwände erhalten, wenn man Siemens-Martin-Flußstahlbleche in Winkeleisenrahmen einlegt und den Zwischenraum mit Kieselgur, Asbest-Kieselgur oder Hephastos-Feuerplatten füllt.

Im Grunde genommen sind die Stirnwände der Luftschiffhallen nichts weiter als die üblichen Feuerschutztüren in größeren Abmessungen. Wie bei den feuersicheren Türen die Einlagen mannigfaltig sind, so können sie es, wie schon bei der Besprechung der Wandisolierung ausgeführt wurde, auch hier sein. Zu beachten ist, daß die Giebelwände mit Fenstern versehen werden müssen, einerlei ob es sich um Drehtüren oder Schiebetüren handelt. Das Gewicht der Türen muß so niedrig sein, daß eine rasche Öffnung der Tore sich ermöglichen läßt. Bei der Luftschiffhalle in Manzell läßt sich jedes Tor in 10 Minuten öffnen und in der gleichen Zeit schließen, trotzdem es sich doch um die gewaltigen Abmessungen von 20 × 43 qm handelt.

Fußboden.

Die aus dem Fußboden heraufsteigende Erdwärme ist nicht so groß, daß besondere Vorkehrungen dagegen nötig wären. Im Winter ist eine Isolierung nach dem Fußboden hin noch weniger angebracht als in der heißen Jahreszeit. Beim Fußboden ist es lediglich notwendig, gegen aufsteigende Grundfeuchtigkeit und etwa vorhandenes Grundwasser zu isolieren. Das geschieht jedoch nach ganz anderen Grundsätzen und mit anderen Mitteln, als es der Wärme- und Kälteschutz verlangt.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. A. 26230. Stielbefestigung für Luftfahrzeuge. Albatroswerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 6. 7. 14. Großbritannien. A. 20. 3. 14. E. 25. 12 15.

77h. Sch. 45679. Mittels Windflügel betriebene Benzinpumpe für Luftfahrzeuge u. dgl. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A. 20. 12. 13. E. 25. 12. 15.

77h. D. 30504. Luftschraubenantrieb, bei welchem zwischen die Luftschraube und den Motor eine Reibkegelkupplung eingeschaltet ist und die Übertragung auf die Luftschraube durch ein Rädergetriebe erfolgt. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. A 19. 3. 14. E. 28. 12. 15.

46a. R. 41314. Explosionskraftmaschine mit zwei achsialen, gegenüberliegenden Zylindern und mit zwei gegenläufigen Kolben. Albert Roder, Moststraße 25. und Konrad Mändl, Kaiserpl. 3, Fürth. A. 2. 10. 14. E. 8. 1. 16.

Patenterteilungen.

77h. 288773. Durch Preßluft betriebene Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung der Präzession von Stabilisierungskreiseln. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. 15. 2. 14. R. 39930.

77h. 289000. Wasserflugzeug mit zu beiden Seiten des Rumpfes angeordneten Propellern. Hans Heinrich Reimers, Hamburg, Bellevue 34. 21. 3. 14. R. 40234.



Auszüge aus den Patentschriften.

276716. Querverstärkung für den Tragkörper von Luftschiffen. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H. in Bitterfeld. — Die freischwebenden Enden von Luftschifftragkörpern in ihrer regelmäßigen Form zu halten, ist schwierig, weil sie unter dem Einflusse der verschiedenen inneren Drucke ganz typisch gekrümmte Formen annehmen. Ausgehend von der speziellen Theorie dieser Beanspruchungen bzw. bei Betrachtung der Enden als Hohlkörper nach den üblichen Regeln der Festigkeitslehre, die außer den Drücken von ihren Auftrieben auf Biegung beansprucht werden, ergibt sich, daß deren Umfangsfläche von drei in allen Punkten verschiedenen Spannungen beherrscht werden: Zugspannung längsschiffs, Zugspannung querschiffs und Schubspannung. Man findet dann weiter, daß die Schubspannung, und zwar ganz besonders bei Prallschiffen, den größten Einfluß auf die Deformation des Tragkörpers ausüben, weil sie einmal eine zum Rotationskörper an und für sich geometrisch unpassende Verschiebung der Querschnitte hervorrufen, und weil zweitens das Gewebe der Hülle einer Parallelverschiebung zweier gegenüberliegenden Seiten, z. B. eines Rechtecks, keinen genügenden Widerstand bietet. Für jeden Überdruck im Ballon ändert sich das Spannungsbild, hat aber bei einem gewählten Druck auch eine bestimmte Gesetzmäßigkeit, die sich ermitteln läßt. Ermittelt man nun in allen Punkten der Umfangsfläche die Größe der Spannungen und sucht die sog. Hauptrichtungen auf, d. h. wählt von neuem die jeweilige Schnittrichtung so gegen die Ballonachse geneigt, daß die Schubspannung zu Null wird, zieht dann über die ganze Fläche Linien,

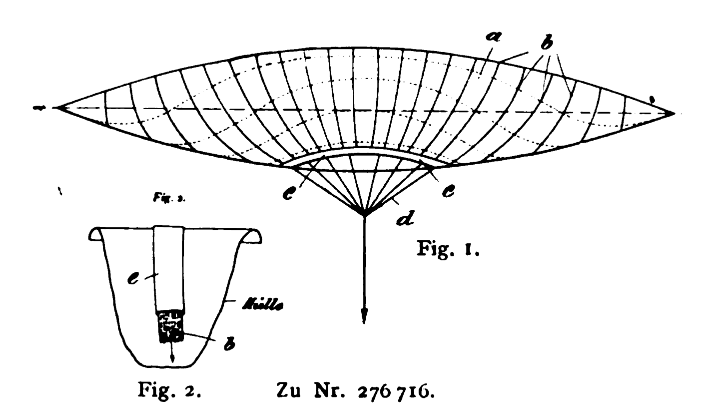


Fig. 2. Zu Nr. 276716.

die fortlaufend in den Punkten, wo sie hinkommen, die eben ermittelten Hauptrichtungen einnehmen, so entstehen die in der Festigkeitslehre bekannten Spannungstrajektorien. Sie zeigen die Richtung der größten Spannung, mithin auch die Richtung der größten Deformation an. Hiervon ausgehend liegt der vorliegenden Erfindung der Gedanke zugrunde, den Tragkörper mit Verstärkungsbändern zu versehen, die in der Richtung dieser Spannungstrajektorien verlaufen. Hierdurch wird in wirksamer Weise einer Deformation des Tragkörpers vorgebeugt.

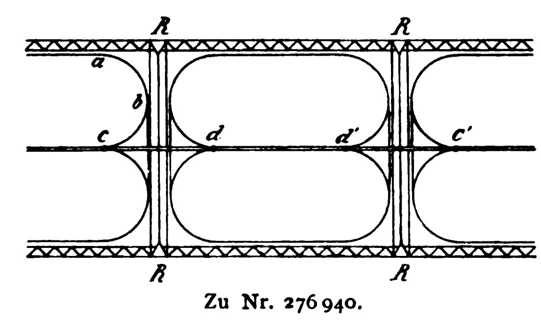
Man hat zwar schon bei einem Pralluftschiff mit langer Gondel die Hülle der über die Gondel hinausragenden Spitzen aus Bahnen geschnitten, deren Nahtführung von der Normalen des mittleren Teiles über der Gondel abweicht, und zwar verläuft sie an der Spitze von einem Punkt über der Gondelspitze aus in einem nach der Hüllenspitze zunehmend spitzer werdenden Winkel und am hinteren Ende in spitzer werdenden Winkeln, deren Scheitelpunkt außerhalb des Ballonkörpers liegt. Nach Angabe eines Schriftstellers soll diese Bahnenform gewählt sein, um der ungünstigen Druckverteilung bei starker Schrägstellung des Luftschiffkörpers Rechnung zu tragen dadurch, daß die Nahtführung der Stoffbahnen an der Spitze in die Richtung der entstehenden Spannung verlegt ist, wodurch die Festigkeit der Hülle bedeutend erhöht worden sei. Nun mag zwar durch diese Form der Bahn und ihre Nahtführung bis zu einem gewissen Grade eine Verstärkung der freischwebenden Enden eines solchen Luftschiffkörpers möglich sein, dagegen ist sie nicht geeignet, das Ergebnis der vorliegenden Erfindung zu erreichen, nämlich die Deformation dieser freistehenden Enden in dem gewünschten Maße zu beseitigen. Erstens stimmt diese bekannte Führung der Bahnnähte nicht mit dem wirklichen Verlauf der Spannungstrajektorien überein, und weiter würde auch bei den Bahnen, wo zufällig annähernd die Fadenrichtung des Stoffes mit den wirklichen Spannungstrajektorien zusammenfiele, die Deformation nicht im gewünschten Maße beseitigt werden, weil der Stoff in der Trajektorienrichtung gegenüber den anderen Richtungen die größere Dehnung dennoch beibehielte. Erst wenn, wie durch die Tragbänder der vorliegenden Erfindung, eine gewisse überflüssige Komponente in Richtung der Spannungstrajektorien von einem besonderen Organ aufgenommen wird, kann die Deformation des Tragkörpers so gerichtet werden, daß er bei der Dehnung in einen regelmäßigen Körper übergeht. Weiter kommt hinzu, daß ein Zuschnitt der Bahnen mit den Nähten in Richtung der Spannungstrajektorien ein außerordentlich zeitraubendes und kostspieliges Verfahren bedingen würde. Zunächst müßte eine Abwicklung der einzelnen Bahnen erfolgen; diese Bahnen müßten aus Einzelstücken in der Umfangsrichtung zusammengesetzt sein, damit die Faserrichtung im ganzen auch in der Krümmungsrichtung verläuft und, wie bemerkt, würde selbst dann der gewünschte Erfolg nur unvollkommen erreicht werden. Demgegenüber liegt der große Vorteil der vorliegenden Erfindung gerade darin, daß man einen vollen Erfolg in einfachster Weise erreicht, indem infolge Anwendung der getrennten in Richtung der Spannungstrajektorien geführten Bänder der Tragkörper selbst ohne Rücksicht auf die zu beseitigenden Formveränderungen des Tragkörpers in üblicher einfacher und schneller Weise hergestellt werden kann.

a ist der Tragkörper, *b* sind Bänder, die in Richtung der Spannungstrajektorien der Querrichtung verlaufen, während in der Richtung der in der Zeichnung punktiert angedeuteten Spannungstrajektorien der Längsrichtung keine Verstärkungsbänder vorgesehen sind. Die beiden Scharen von Trajektorien kreuzen sich rechtwinklig. Zur Veranschaulichung ihrer Entstehung denke man sich auf der Oberfläche eines unstarren Tragkörpers in seiner ursprünglichen Gestalt, also in noch nicht gedehntem Zustande, in vielen Punkten Kreise gezeichnet. Wird jetzt der Tragkörper unter Gasdruck gesetzt und belastet, so wird die Oberfläche ungleichmäßig gedehnt und die Kreise werden verzerrt. Es entstehen Ellipsen, deren Achsen unter verschiedenen Winkeln gegen die Ballonachse geneigt sind. Die großen Achsen liegen alsdann in der Richtung der Spannungstrajektorien der Querrichtung, die kleinen in der Richtung der Spannungstrajektorien der Längsrichtung. *c* ist der Gurt, an dem einerseits die Bänder *b* und anderseits die Gondellasten *d* hängen.

In Fig. 2 ist *e* eine auf die Ballonhülle im Verlaufe der Trajektorien angebrachte Schlauchhülle, in deren Innern das allein tragende Band *b* lose eingelegt ist. Je nachdem das Band auf Länge eingestellt wird, wird der Körper in der Trajektorienrichtung mehr oder weniger eingeschnürt, so daß man durch diese Längseinstellung die geschilderte Wirkung im gewünschten Maße herbeiführen kann.

Da bei Starrluftschiffen das Gerüst des Tragkörpers in ähnlicher Weise wie die Hülle bei Prallschiffen beansprucht wird, indem man bei Starrschiffen ebenfalls eine durch ebene Figuren gebildete Umfangsfläche hat, die dem ebenen Spannungszustande ausgesetzt ist, läßt sich die Erfindung, gemäß welcher die verstärkenden Querbänder in Richtung der Spannungstrajektorien verlaufen, in gleich vorteilhafter Weise auch in diesem Falle anwenden.

276940. Starres Luftschiff mit Einzelgaszellen. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Berlin. — Die Erfindung bezieht sich auf eine derartige Verspannung der Außenhülle bei Gaszellen von starren Luftschiffen, die eine Übertragung der in den Gaszellen herrschenden Überdrücke auf Teile des Luftschiffgerüstes verhindert, und beruht darin, daß die Endflächen der Einzelzelle miteinander verbunden sind. Auf diese Weise werden die Drahtverspannungen der Querringe des Luftschiffes vor Überlastung geschützt.



Zu Nr. 276940.

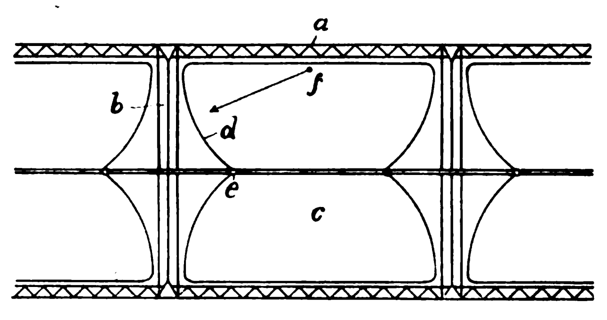
Um die Ringversteifungen des Gerüstes *RR* zu entlasten, werden die Endflächen der Zellen so ausgebildet, daß diese der Oberfläche eines Körpers ähneln, die dadurch entsteht, daß ein Halbkreis *abc* um die durch *c* gehende Achse rotiert.

Die nach innen gekehrte Spitze der Zellenendfläche *c* wird durch ein Zugorgan (Seil) mit dem gleichen gegenüberliegenden Teil verbunden, so daß die Flächenpressungen sich das Gleichgewicht halten.

Um bei Schräglagen des Ballons die Gasüberdrücke auf das Gerüst zu übertragen, werden die Zellen untereinander (*c* nach *d*, und *c'* nach *d'*) ebenfalls durch Seile verbunden und dieses Zugorgan bis an die Gerüstspitzen fortgesetzt.

Die Einzelzellen können nun mit ihrer zylindrischen Oberfläche gegen die Gerüstkonstruktion anliegen, so daß die dadurch sich ergebende Reibung genügt, um bei Schräglagen des Ballons ein Verschieben der Hülle zu vermeiden, oder aber sie können durch Gurte am Umfang der Zelle an das Gerüst festgeschnallt werden.

276971. Starres Luftschiff mit Einzelzellen nach Patent 276940. Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H. in Siemensstadt bei Berlin. Zusatz zum Patent 276940. — Die Endflächen, d. h. die Zylinderböden derartiger Einzelzellen bauschen sich zwischen den Befestigungspunkten und dem kreisförmigen Rand der Zellen so auf, daß zwischen den Einzelzellen, die wenigstens in der Mitte sich überhaupt nicht berühren sollen, viele tote Räume entstehen, die für die Gasfüllung nicht ausgenutzt werden können.

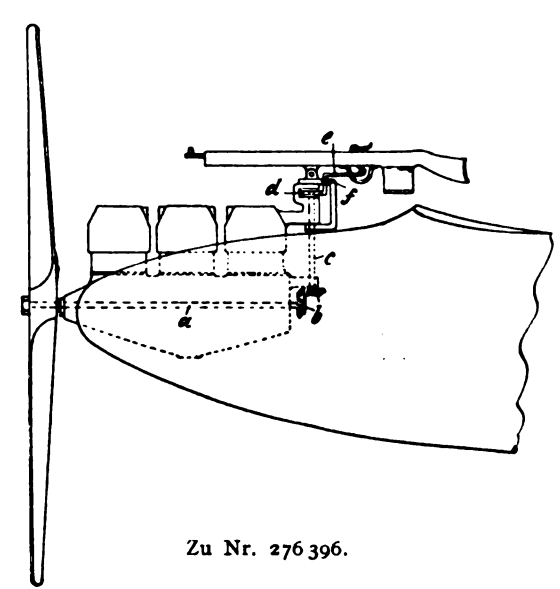


Zu Nr. 276971.

Diese Räume werden zum größten Teile dadurch vermieden, daß die Endflächen der zylinderförmigen Einzelzellen durch Rotation von Kreisbögen erzeugt werden, deren Mittelpunkte in der Nähe der zylindrischen Außenseite der Einzelzelle liegen.

Das Gerüst des Luftschiffes besteht aus den Längsträgern *a* und den Querringen *b*. Innerhalb zweier Ringe befindet sich eine Gaszelle *c*. Die Form dieser Gaszelle ist gebildet durch Rotation eines Kreisbogens *d* um eine Achse durch den Punkt *e*. Der Mittelpunkt des Kreisbogens liegt in der Nähe der Außenfläche der Zelle bei *f*.

276396. Abfeuerungsvorrichtung für Schußwaffen auf Flugzeugen. Franz Schneider in Johannisthal b. Berlin. — Diese Vorrichtung ermöglicht das Schießen zwischen den Propellerflügeln hindurch, ohne sie zu verletzen.

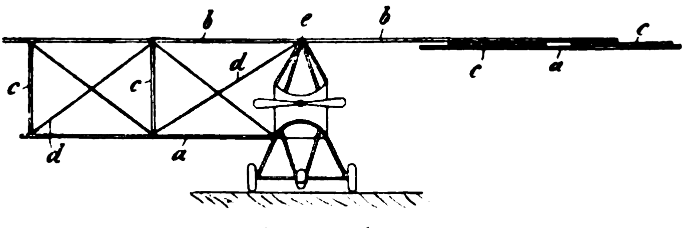


Zu Nr. 276396.

Eine Sperrvorrichtung wird von der Propellerwelle aus beim Fliegen in Umdrehung versetzt und sperrt den Abzug der Schußwaffe immer in dem Augenblick, wo sich einer der Propellerflügel vor der Mündung der Schußwaffe befindet. Demnach kann das Abfeuern der Waffe nur zwischen den Propellerflügeln hindurch stattfinden.

Die Schußwaffe ist auf einem am Motor befestigten Lager angebracht und kann innerhalb bestimmter Grenzen seitlich und nach oben und unten gedreht werden. Hinter den Abzug der Waffe greift ein in einem festen Lager *f* drehbarer Hebel *e*, dessen unteres Ende sich gegen eine Kurvenscheibe *d* legt. Diese Kurvenscheibe wird von der Propeller- bzw. Motorwelle *a* aus mittels konischer Zahnräder *b* und der senkrechten Welle *c* angetrieben und ist so gestaltet, daß sie den Hebel *e* so lange gegen den Abzug drückt, als sich ein Flügel des Propellers vor der Gewehrmündung befindet. In dem Augenblick, wo die Propellerflügel an der Mündung vorbeigegangen sind, kann die Schußwaffe abgefeuert werden.

276970. Flugzeug, insbesondere Doppeldecker, mit um gelenkige Streben zusammenlegbaren Tragdecken. Luftverkehrs-Gesellschaft Akt.-Ges. in Johannisthal b. Berlin. — Die Tragdecken des Flugzeugs sind so mit diesem und in



Zu Nr. 276970.

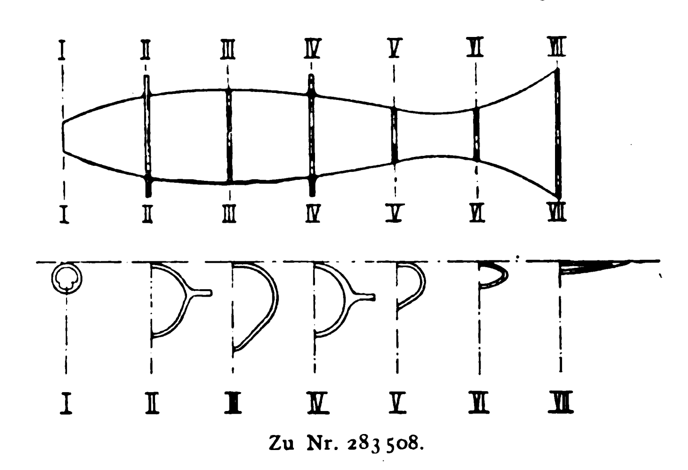
bekannter Weise miteinander verbunden, daß sie (in Richtung der Längsachse des Flugzeugs) geschwungen und aufeinandergeklappt werden können, wobei sich bei Doppeldeckern, wie bekannt, die unteren Tragdecken gegen die oberen anlegen.

Die unteren Tragdecken *a* sind mit den oberen Tragdecken *b* durch die vertikalen Versteifungsstangen *c* in bekannter Weise gelenkig verbunden. Die gelenkige Verbindung kann durch eine Öse, ein Kugellager oder durch sonst geeignete Mittel erfolgen.

Soll beispielsweise das Flugzeug transportiert werden, so werden zunächst die Spanndrähte *d* gelöst. Alsdann können die unteren Tragdecken *a* infolge der gelenkigen Verbindung der vertikalen Versteifungsstangen *c* mit den beiden Tragdecken in Längsrichtung gegen die oberen Tragdecken *b* — bzw. umgekehrt — gelegt werden. Die Versteifungsstangen nehmen hierbei ebenfalls eine horizontale Lage ein.

Die oberen Tragdecken sind bei *e* ebenfalls schwingbar gelagert, so daß die nach einer Schwingung von 90° nach oben aufeinandergeklappt werden können. In diesem Falle müssen natürlich die oberen Tragdecken beim Gebrauch des Flugzeugs in ihrer horizontalen Lage durch irgendwelche geeignete Mittel, beispielsweise durch Streben, festgehalten bzw. gesichert werden.

276941. Flugzeugrumpf. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau, G. m. b. H. in Berlin-Lichtenberg. — Bei den Rümpfen von Flugzeugen mit rundem Querschnitt werden die Querverbände der Längsgitterträger aus Ringen gebildet, die durch spiraliges Aufwickeln von dünnem Holzband hergestellt wurden. Solche Holzringe besitzen zwar große Festigkeit, haben aber den Nachteil, daß sie nur in runder oder annähernd runder Form hergestellt werden können und nicht die Anordnung von Ansätzen, Ecken u. dgl. zum Anschluß anderer Konstruktionselemente ermöglichen.



Zu Nr. 283508.

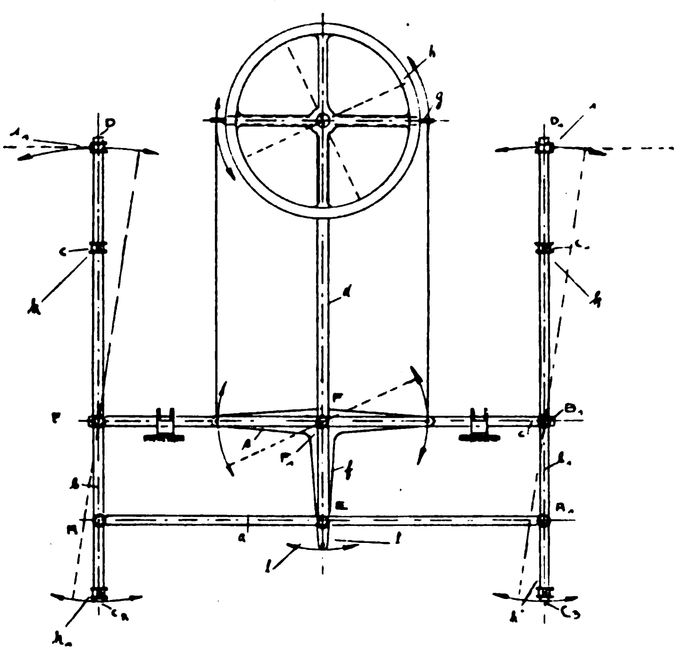
Gemäß der Erfindung werden die Ringe nicht gewickelt, sondern, wie dies schon für andere Zwecke bekannt ist, aus Platten ausgeschnitten, die aus einzelnen zusammengeleimten Fournieren mit sich kreuzenden Fasern gebildet werden und infolgedessen beliebige, von der runden abweichende Formen erhalten können.

Die Fournierplatten, aus denen die Ringe I—VII ausgeschnitten werden, bestehen aus einer beliebigen Anzahl von Lagen, die derart miteinander verleimt sind, daß sich die Fasern einer Lage mit der nächsten kreuzen. Durch entsprechende Wahl der Schichtung können Ringe hergestellt werden, die in einer mehreren gewünschten Richtungen besonders große Kräfte aufzunehmen vermögen.

275825. Steuereinrichtung für Flugzeuge. August Euler in Frankfurt a. M. — Höhen-, Seiten- und Schräglagensteuerung sind in einen Steuerhebel vereinigt, wobei aber die Drähte, die zu den Steuerorganen führen, nicht mit diesem Steuerhebel direkt verbunden sind, sondern mit Hilfshebeln, die jede Bewegung des Steuerhebels mitmachen, so daß die Drähte den Führer nicht stören und weniger leicht Beschädigungen beim Einsteigen usw. ausgesetzt sind.

Der Steuerhebel d ist zu diesem Zweck nach links und rechts schwingbar in dem Punkt F an der quer zur Flugrichtung liegenden Stange c befestigt.

Diese Stange ist gleichfalls in dem Punkt F nach vorwärts und nach rückwärts drehbar mit dem Anfahrgestell verbunden, so daß der Hebel d unter Drehung dieser Stange nach vorwärts und nach rückwärts schwingen kann.



Zu Nr. 275825.

An den beiden seitlich aus der Führergondel hinausragenden Enden B dieser Stange c sitzen die Stangen bb_1, die beide um die Punkte BB_1 rechts und links schwingbar sind.

Die unteren Enden der Stangen bb_1 und d sind in den Punkten AEA_1 durch die Stange a gelenkig verbunden.

Auf diese Weise sind die Stangen bb_1 mit dem Steuerhebel d derart zwangsweise gekuppelt, daß sie jede Schwingung nach vorwärts und nach rückwärts und nach rechts und links mitmachen müssen.

Von den oberen Enden DD_1 der Stangen bb_1 führen die Drähte i zu den Organen der Schräglagensteuerung, die durch eine Schwingung nach rechts oder links in bekannter Weise verstellt werden.

Von den Punkten $cc_1c_2c_3$ der Stangen bb_1 führen die Drähte k zum Höhensteuer und bewegen dieses in bekannter Weise.

An dem Steuerhebel d sitzt ferner drehbar das Handrad h, das in bekannter Weise die Seitensteuerung betätigt.

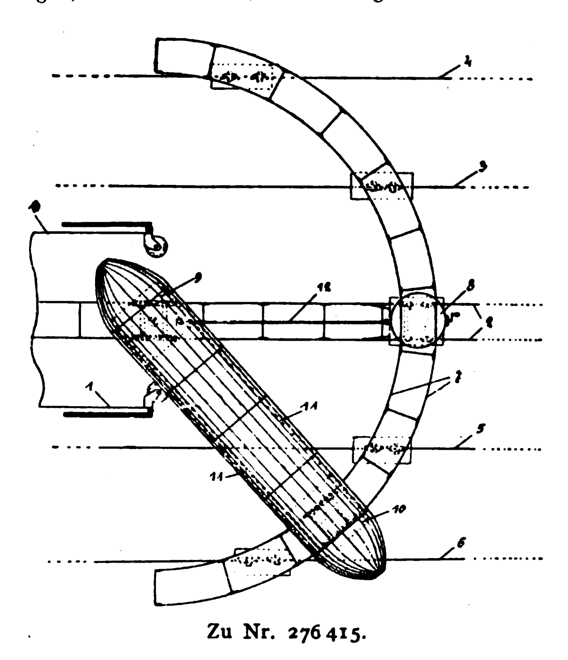
Auf diese Weise sind sämtliche Steuerfunktionen vereinigt: ein Schwingen des Hebels d nach vorwärts und rückwärts betätigt das Höhen-, ein Schwingen nach rechts und links das Schräglagen-, während eine Drehung des Handrades h das Seitensteuer dirigiert.

276415. Vorrichtung zur Führung von Luftschiffen in und aus Hallen. »Depag« Deutsche Patentverwertungs-Gesellschaft m. b. H. in Hannover. — Zu beiden Seiten des in der Richtung der Längsachse der Halle 1 gelegten Hauptgleises 2 sind Parallelgleise 3, 4, 5 und 6 vorgesehen. Die Schienenbühne besteht aus dem in einem geeigneten Radius gekrümmten Doppelgleis 7, welches auf dem Hauptgleis 2 und auf den Nebengleisen 3, 4, 5 und 6 in der Längsrichtung dieser Gleise vor- und rückwärts unter Verwendung von Rollen o. dgl. zu verschieben ist.

Im Schnittpunkt des halbkreisförmigen Doppelgleises 7 mit dem Hauptgleis 2 ist eine Drehscheibe 8 vorgesehen. Bei dem eigentlichen Transportwagen, der aus den beiden Wagenhälften 9 und 10 besteht, sind die drehbaren Oberteile derselben der Länge des Luftschiffes angemessen durch seitliche Gestänge 11 oder in ähnlicher Weise miteinander verbunden.

Die Oberteile 13 der Wagenhälften 9 und 10, welche mit Windevorrichtungen zum Herabholen des Luftschiffes, ebenso mit Bremsvorrichtungen versehen sind, sind um Zapfen 14 drehbar gelagert.

Beim Eintreffen eines Luftschiffes wird die Schienenbühne bis an die voraussichtliche Landungsstelle desselben geschoben, sodann der der Schienenbühne zunächstliegende Wagen mit Hilfe der Drehscheibe 8 auf das Kreisgleis 7 gebracht und auf diesem so weit herumgefahren, bis die Verbindungslinie der beiden Wagen in der Windrichtung liegt. Dann werden auch die Oberteile 13 der Wagenhälften 9 und 10 um ihre Drehzapfen so weit herumgeschwungen, daß sie in der Windrichtung stehen.

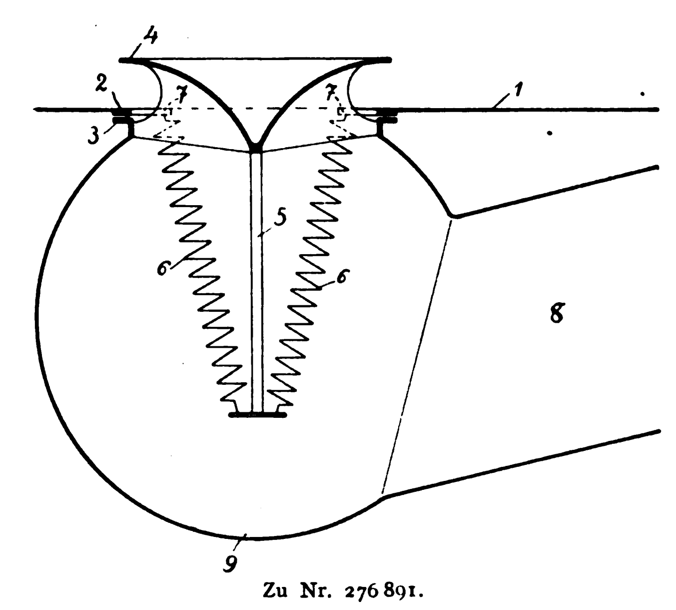


Zu Nr. 276415.

Das Luftschiff wird alsdann an seinen Tauen vermöge der Windevorrichtungen dicht auf die Wagenhälften 9 und 10 herabgeholt, daselbst verankert und dann in die Richtung zur Halle befördert, derartig, daß es mit seiner Spitze auf dem vorderen, auf dem Haupteinfahrtgleis 2 laufenden Oberteil 13 des Wagens ruht und mit dem Hinterteil auf dem Oberteil 13 des hinteren Wagens, welch letzterer auf der Schienenbühne läuft.

Beim Ausfahren wird die Verbindung 12 der Unterteile des Transportwagens, wenn der Vorderwagen auf die Schienenbühne gelangt ist, von diesem gelöst und mit der Schienenbühne verbunden, beim Einfahren wird dieses in umgekehrter Weise bewerkstelligt.

276891. Einrichtung zur Regelung des Überdruckes in Prallballonen. Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H. in Berlin. — An der Unterseite der Ballonhülle 1, im Bereiche



Zu Nr. 276891.

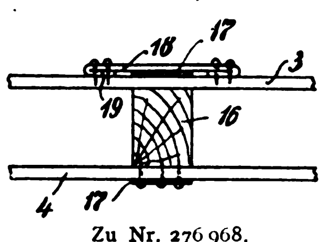
des Ballonets, befindet sich ein Ventilsitz 2, der die Ventilöffnung in der Ballonhülle umfaßt. Der Ventilkörper besteht aus einem Ring 3, der von unten sich gegen den Sitz 2 legt, und aus einer

Ventilglocke 4, die über dem Sitz 2 sich befindet. Die Ventilglocke und der Ventilring sind durch starke Rippen miteinander verbunden und besitzen einen Stiel 5, an welchem die Belastungsfedern 6 angreifen. Die oberen Enden der Federn 6 sind an den Vorsprüngen 7 des Sitzes 2 aufgehängt.

Der Schlauch 8 führt von einem dauernd arbeitenden Ventilator und endigt in eine Stoffkugel 9, die luftdicht an dem Ventilring 3 angeschlossen ist.

In normalem Zustande ist die Ringöffnung zwischen dem Sitz 2 und der Glocke 4 geöffnet. Sobald jedoch oberhalb der Hülle 1 und gleichzeitig in der Stoffkugel 9 der zulässige Luftdruck überschritten wird, geben die Federn 6, die den zwischen der Stoffkugel und dem Innenraum des Ballonets in der Fläche des Ventilators auftretenden Überdruck aufzunehmen haben, nach, und der Ventilkörper senkt sich, so daß die Ringöffnung zwischen 2 und 3 geöffnet, die Ringöffnung zwischen 4 und 2 verengt wird. Es kann jetzt ein Teil der vom Ventilator gelieferten Luft ins Freie gelangen und in das Ballonet nur derjenige Teil der Luft eintreten, der zur Aufrechterhaltung des Luftdruckes innerhalb des Ballonets erforderlich ist. Steigt der Druck im Ballonet trotzdem weiter, so öffnet sich die Ringöffnung 2 und 3 so weit, daß sowohl die vom Ventilator kommende Luft, als auch ein Teil der im Ballonet befindlichen Luft unterhalb der Ablenkungsglocke durch die Ringöffnung ins Freie gelangen kann.

276968. Rippe für Flugzeugflächen mit gegeneinander verschiebbarem, biegsamem Ober- und Untergurt. Paul Westphal in Berlin-Schöneberg. Zusatz zum Patent 271051. — Die Erfindung ist eine weitere Ausbildung der Rippe für Flugzeugflächen nach Pat. 271051. Die Gurte 3, 4 sind durch Haltebügel 17 auf quer zur Rippe verlaufenden Hilfsholmen 16 befestigt, und zwar ist der eine Gurt fest und der andre Gurt verschiebbar angeordnet.



Zu Nr. 276968.

An den Stellen, wo die Beweglichkeit vorgesehen ist, sind die Bügel 17 von Schutzstreifen 18 überdeckt, welche längs der Rippe verlaufen und breiter als die Rippengurte 3, 4 und der obere Teil der umspannenden Bügel 17 sind, so daß der außen darüberliegende Bespannungsstoff weder die Rippengurte, noch die Bügel 17 an dieser Stelle berühren kann. Die Schutzstreifen 18 sind an den Enden mit umgebogenen Lappen 19 an den Rippengurten durch Aufnageln oder Aufschrauben befestigt. Die umgebogenen Lappen 19 ergeben einen derartigen Abstand der Schutzstreifen von den Gurten, daß die Bügel 17 sich hin und her verschieben können; diese Verschiebung wird durch Anstoßen an die Lappen 19 begrenzt.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Materialprüfungsmethoden im Elektromaschinen- und Apparatebau von Dipl. Ing. K. A. Schreiber. Stuttgart 1915 Verlag: Ferdinand Enke. Gr. 8°. XII und 285 S. mit 162 Textabb., Preis geh. M. 12,—.

Das Buch gibt eine Übersicht über die im Elektromaschinenbau angewendeten Prüfungsmethoden. Den Luftfahrttechniker werden vor allem die Kapitel über Öluntersuchungen, Festigkeitsprüfungen und metallographische Untersuchungen interessieren. Außerdem werden die Untersuchungsmethoden für magnetische, Leitungs- und Isolier-Materialien eingehend beschrieben. Der Wert des Buches wird indessen durch Unvollständigkeit der Literaturangaben beeinträchtigt. E.

Flugwesen und Flugzeugindustrie der kriegführenden Staaten von Roland Eisenlohr. Deutsche Verlagsanstalt in Stuttgart. 65. Heft der von Ernst Jäckh herausgegebenen Flugschriftensammlung »Der Deutsche Krieg«. Preis 50 Pf.

Die Physik im Kriege von Felix Auerbach. Verlag Gustav Fischer-Jena. 2. vermehrte Auflage. Klein Oktav, 209 S. — Preis geh.: M. 3,30, geb. M. 4.

Deutschland und der Weltkrieg, herausgegeben von Otto Hintze Friedrich Meinecke, Hermann Oncken und Hermann Schumacher. Verlag B. G. Teubner-Leipzig. Gr. Oktav, 686 S. Preis geh. M. 7, geb. M. 9.

Motorenkunde für Flugtechniker von Ing. Stephan Popper. Verlag k. k. Österreichisch-Flugtechnischer Verein-Wien. Quart, 152 S.

Popular Science Monthly and Worl's Advance in Electricity Mechanics Invention Science, herausgegeb. von H. J. Fisher, R. C. Wilson, D. B. Capen. Verlag: The Modern Publishing Company-New York City. Band 87, No. 4, Oktober-Heft. Einzelnummer 15 Pf.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen
Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)
Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Wieder hat der Tod in die Reihe unserer Vorstandsmitglieder eine Lücke gerissen. Einer der Gründer unserer Gesellschaft,

Professor Dr. Ing. h. c. **Eugen Hartmann,**

ist durch einen Lungenschlag am 18. Okt. von uns genommen worden!

Durch seine eigentlichste Schöpfung, den »Physikalischen Verein« zu Frankfurt a. M., bereits seit langen Jahren in nahen Beziehungen zur wissenschaftlichen Luftfahrt, welche Beziehungen noch durch seinen Anteil an der wissenschaftlichen Leitung der Frankfurter »ILA 1909« vertieft wurden, hat Professor Hartmann sich durch seine stets bereite Mitarbeit im Vorstand und den Ausschüssen unserer Gesellschaft einen Ehrenplatz in unserer Gründungsgeschichte gesichert.

2. **Beförderungen und Auszeichnungen:** Unser Mitglied Oberstleutnant Groß, bis zum Ausbruch des Krieges Kommandeur des 2. Telegr.-Bataillons in Karlsruhe, Baden, der im Januar d. J. als Kommandeur eines Reserve-Inf.-Regts. ins Feld rückte, im gleichen Monat mit dem Eisernen Kreuz II. Klasse und im Februar mit der I. Klasse desselben Ordens ausgezeichnet wurde, ist seit dem Juni d. J. unter Beförderung zum Obersten mit der Führung einer Reserve-Infantriebrigade im Osten beauftragt.

Das Eiserne Kreuz I. Klasse wurde dem Direktor der Daimler-Motoren-Gesellschaft in Berlin-Marienfelde, Dipl-Ing. Ernst Wolff, verliehen, der seit Beginn des Krieges als Hauptmann d. R. und Kommandeur der Kraftfahrtruppen zweier Armeen auf dem östlichen Kriegsschauplatz im Felde steht und dessen Auszeichnung mit dem Eisernen Kreuz II. Klasse wir schon im Dezember vorigen Jahres berichten konnten.

Das Eiserne Kreuz II. Klasse erhielten Hauptmann von Krogh, als Offizier eines Luftschiffes, und Fabrikbesitzer Fr. Treitschke, Kiel, der als Rittmeister d. L. einer Etappen-Inspektion angehört.

Patentanwalt Dipl.-Ing. Wassermann wurde zum Leutnant d. L. bei einem Luftschifftrupp, Dr. Grulich, der zu einem Marine-Luftschiff-Detachement kommandiert ist, zum Marine-Oberassistenzarzt befördert.

Unser Mitglied, Professor Richard Knoller, Lehrer der Flugtechnik und des Kraftfahrwesens, sowie Leiter der Flugtechnischen Versuchsanstalten der Wiener Technischen Hochschule, wurde in Anerkennung seiner erfolgreichen Tätigkeit durch Verleihung des Ordens der Eisernen Krone III. Klasse ausgezeichnet.

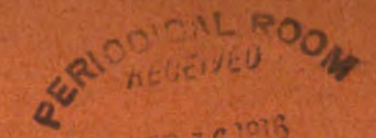
3. **Personal-Nachrichten:** Dr. E. Everling und Dipl.-Ing. K. Gaule, die bisher im Felde standen, ersterer als Ballonbeobachter bei einem Luftschifftrupp, letzterer einem Schneeschuh-Bataillon angehörig, sind zu der Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen in Adlershof kommandiert worden.

4. **Neuaufnahmen:** Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder vom 1. 1. 16 ab in die Gesellschaft aufgenommen: Dr. Ing. Paul Rieppel, ordentlicher Professor an der Technischen Hochschule Danzig, Dipl.-Ing. W. Stieber, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof, Ingenieur Karl Geissen, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof.

Der Geschäftsführer: Béjeuhr

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.





Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. | 24. Dezember 1915. | Heft 23 u. 24.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VI. **24. Dezember 1915.** **Heft 23 und 24.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

22. Untersuchung einer Schukowskyschen Tragfläche.

Schukowsky hat bereits vor einigen Jahren als eine Erweiterung des Kutta-Schukowskyschen Problems der Strömung um einen Kreisbogen, Profile von endlicher Dicke, die große Ähnlichkeit mit den bei Tragflächen üblichen Profilen haben, angegeben, für welche sich die Potentialströmung bei beliebigem Anstellwinkel sowie alles, was damit zusammenhängt — Auftrieb, Druckverteilung, jedoch nicht der Widerstand, er ist nach der Theorie immer Null — theoretisch angeben läßt[1]). Da bei Tragflächen unter normalen Verhältnissen der Auftrieb wesentlich größer ist als der Widerstand, so durfte man erwarten, daß die Theorie, trotzdem sie über den Widerstand nichts auszusagen vermag, doch im übrigen nicht sehr große Abweichungen von der tatsächlichen Strömung liefern würde. Über die theoretischen Ergebnisse einer Untersuchung an solchen Profilen ist bereits von Professor Blumenthal in dieser Zeitschrift berichtet worden (Jahrgang IV, S. 125 ff.). Durch die von Dr. Trefftz angegebene graphische Berechnungsmethode ist die Konstruktion der Profile selbst, wie auch die Ermittelung der Druckverteilung über die Oberfläche so einfach geworden, daß auch ihrer praktischen Anwendung kein Hindernis entgegensteht[2]). Die nachstehenden Versuche hatten den Zweck, über die Abweichungen der Theorie von der Wirklichkeit Aufschluß zu geben.

[1]) Vgl. diese Zeitschrift, Jahrg. I, S. 281 ff.
[2]) Vgl. diese Zeitschrift, Jahrg. IV, S. 130.

Die theoretische Lösung bezieht sich nur auf das ebene Problem, d. h. auf Tragflächen, bei denen an jedem Querschnitt genau derselbe Vorgang sich abspielt. Dies würde bei Tragflächen von unendlich großer Länge zutreffen, während bei den gewöhnlichen Tragflächen die seitlichen Ränder wesentliche Störungen hervorrufen. Es lag daher zunächst die Aufgabe vor, die unendlich lange Tragfläche angenähert zu verwirklichen. Die Verwendung sehr langer Flügel führt nicht zum Ziele, da man einerseits in der Länge durch die Abmessungen des Versuchskanals und den Meßbereich der Wagen beschränkt ist, anderseits die Tiefe der Fläche nicht zu klein nehmen darf, um nicht zu ungenaue Profile zu erhalten; bei mäßig großen Verhältnissen von Spannweite zu Tiefe, etwa von der Größenordnung 10:1, die sich vielleicht noch ausführen ließen, sind aber die Störungen der Ränder immer noch viel zu stark, als daß man sie vernachlässigen könnte. Diese Störungen erstrecken sich dabei nicht nur auf das Randgebiet selbst, sondern über die ganze Tragfläche, so daß man auch durch Vergleich zweier Tragflächen verschiedener Spannweite zu keinem brauchbaren Resultat kommt.

Man kann die ebene Strömung dadurch erreichen, daß man an den Tragflächenrändern Schilder anbringt und so die Strömung seitlich der Flächen künstlich von der um die Flächen selbst trennt. Durch eingehende Vorversuche wurde zunächst festgestellt, daß zur Erzielung der gewünschten ebenen Strömung sehr große Schilder erforderlich sind. Bei der endgültigen Versuchsanordnung wurden Holzwände von je fast 2 × 2 m zur Anwendung gebracht, sie reichen nahezu von dem Boden des Kanals bis an die Decke, der Spielraum oben zwischen Decke und Hilfswand, der aus Gründen der Aufstellbarkeit noch bleiben mußte, wurde durch angeheftetes Papier so gut wie möglich abgedichtet. Wenn kleine Schilder genügt hätten, so hätte man diese an den Tragflächen fest anbringen,

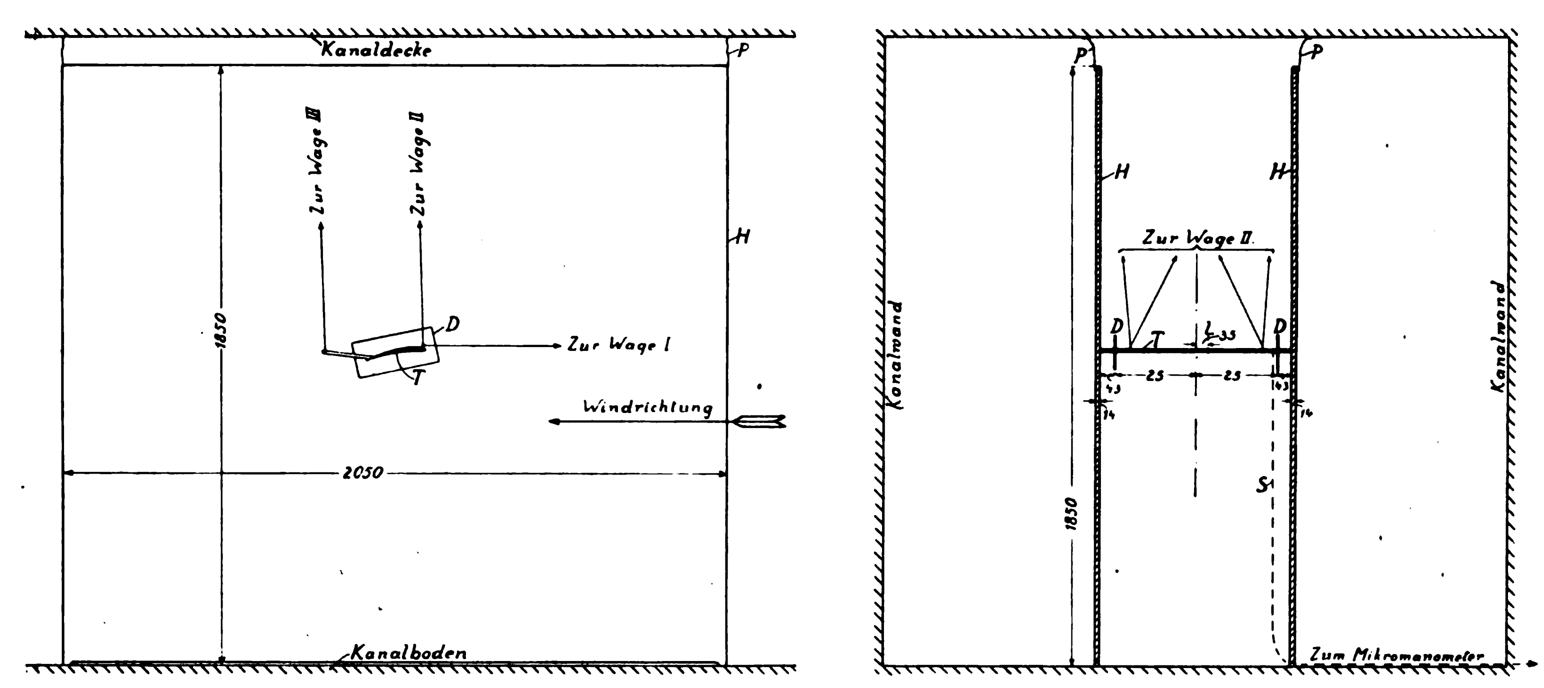


Fig. 169. Versuchsanordnung. *H* Hilfswände zur seitlichen Begrenzung der Tragfläche, *P* Papierabschluß am oberen Rande der Hilfswände, *T* Tragfläche, *D* Labyrinth-Dichtung, *L* Löcher für die Messung der Druckverteilung, *S* Schlauchleitung zum Mikromanometer.

die Luftkräfte für die Verbindung von Flächen und Schildern ermitteln und nachträglich den besonders bestimmten Widerstand der Schilder in Abrechnung bringen können. Bei der erforderlichen Größe der Wände verbot sich dies Verfahren schon wegen des hohen Gewichtes, außerdem wäre der Widerstand der Wände allein viel zu groß gewesen, so daß man den verhältnismäßig sehr kleinen Widerstand der Tragflächen nur höchst unsicher als Differenz erhalten hätte. Es mußte also die zu untersuchende Fläche von den Wänden so getrennt sein, daß sie einerseits sich frei bewegen konnte, so weit dies zum Spiel der Wagen erforderlich ist, anderseits aber auch ein sie stets die Fortsetzung der Tragfläche bis zu den Wänden bildeten. Auch über den erforderlichen Grad der Dichtheit der Trennungsstelle wurden Vorversuche unternommen, und es zeigte sich, daß auch hier verhältnismäßig hohe Anforderungen zu stellen sind.

In Fig. 169 ist die gesamte Anordnung wiedergegeben. Fig. 170 zeigt die an den beiden Trennungsstellen benutzte Dichtung. Diese beruht auf dem Prinzip der Labyrinthdichtung. An der Tragfläche sowohl, wie auch an den Profilstummeln sind Bleche (B_1 und B_2) angelötet, die an den einander gegenüberstehenden Flächen Rippen (*R*) tragen, die

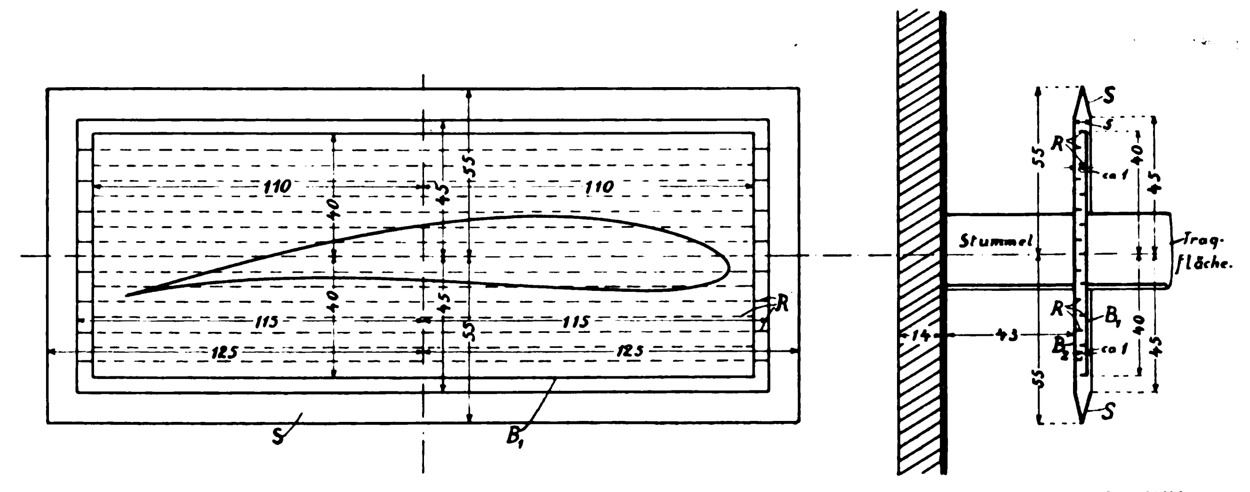


Fig. 170. Labyrinth-Dichtung zwischen dem an den Wagen hängenden Tragflächenstück und dem an der Hilfswand befestigten Stummel. B_1, B_2 Abschlußbleche am Rande des mittleren Tragflächenstücks und des Stummels, *R* Dichtungsrippen an diesen Blechen, *S* Schutzrand an dem Bleche B_2.

merkliches Überströmen der Luft von der Druckseite zur Saugseite nicht eintrat. Da bei der großen Länge der Hilfswände die Strömung bereits in einem merklichen Abstand von der Wand verzögert ist, wurde die Trennungsstelle nicht an die Wand selbst gelegt, sondern in solchem Abstand davon, daß der an den Wagen hängende Teil der Tragfläche vollständig außerhalb dieser Grenzschicht sich befand. Der Zwischenraum zwischen den Trennungsstellen und den Wänden war durch kurze Stücke von gleichem Profil wie die zu untersuchende Tragfläche ausgefüllt, die nicht an den Wagen, sondern an den Hilfswänden befestigt waren, jedoch beim Drehen der Tragfläche selbsttätig so mitbewegt wurden, daß abwechselnd in die Zwischenräume der gegenüberliegenden Rippen greifen. Diese Vorsprünge laufen von vorn nach hinten, so daß die Luft, die von der Unterseite der Tragflächen nach der Oberseite überströmt, alle die kleinen zwischen den Rippen und Blechschildern befindlichen Spalte überwinden muß, die einen sehr erheblichen Widerstand bilden. Der an dem Profilstummel befestigte Dichtungsschild trägt außerdem einen Schutzrand *S*, der auch das gegenüberliegende, an dem zu messenden Tragflächenstück befestigte Blech noch etwas abdeckt. Die Größe der Luftspalte an den Dichtungen betrug ca. 1 mm. Durch Versuche wurde festgestellt, daß eine Vergrößerung auf 2 mm noch keine merkliche Änderung in den

Luftkräften ergab (bei einer vorher versuchten ähnlichen Dichtung, jedoch ohne die Rippen, hatte sich bei der gleichen Abstandsvergrößerung von 1 auf 2 mm hauptsächlich eine

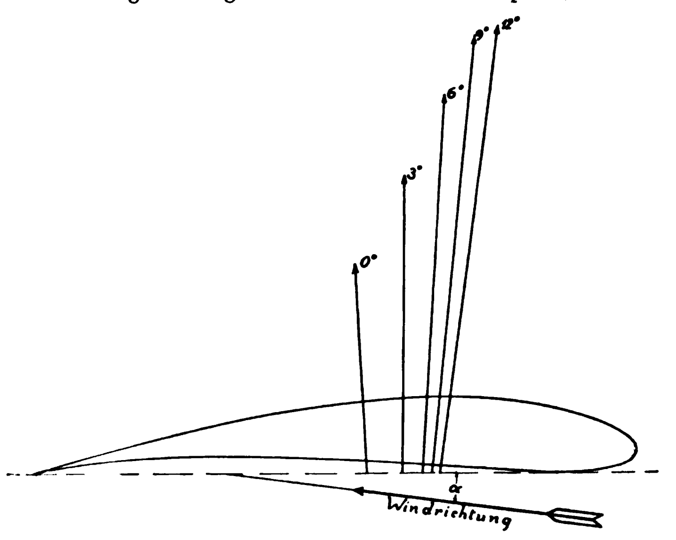


Fig. 171. Das untersuchte Profil mit den resultierenden Luftkräften für die wichtigsten Anstellwinkel.

Vermehrung des Widerstandes um ca. 5% ergeben, außerdem war bei dieser Dichtung eine sehr deutliche Abweichung der Strömungsrichtung in der Nähe der Trennungsstelle wahrnehmbar, die durch die Verwendung der Labyrinthdichtung ebenfalls wesentlich vermindert wurde).

Zur Untersuchung gelangte das in Fig. 171 dargestellte Profil. Es ist entsprechend der Bezeichnung von Prof. Blumenthal gekennzeichnet durch die Werte $\frac{f}{l} = \frac{1}{10}$ (Wölbungsmaß), $\frac{\delta}{l} = \frac{1}{20}$ (Dickenverhältnis), die Tiefe der Tragfläche betrug 20 cm, die Länge des Stückes zwischen den Trennungsstellen 50 cm, die Länge der beiden Profilstummel 4,3 cm. $\frac{\gamma}{g} v^2$, die doppelte Geschwindigkeitshöhe, betrug bei den Messungen 6,29 kg/m².

Die Ergebnisse der Kräftemessungen sind in Fig. 171 u. 172 dargestellt. Fig. 171 zeigt die Kraftresultierenden nach Größe, Richtung und Angriffspunkt, Fig. 172 den Verlauf von ζ_A (Auftriebskoeffizient), ζ_W (Widerstandskoeffizient) und von $\frac{W}{A}$ (Verhältnis von Widerstand : Auftrieb). Zwischen Auftrieb und Widerstand und den zugehörigen Koeffizienten bestehen die bekannten Beziehungen: Auftrieb $= \zeta_A \cdot \frac{\gamma}{g} v^2 \cdot F$,

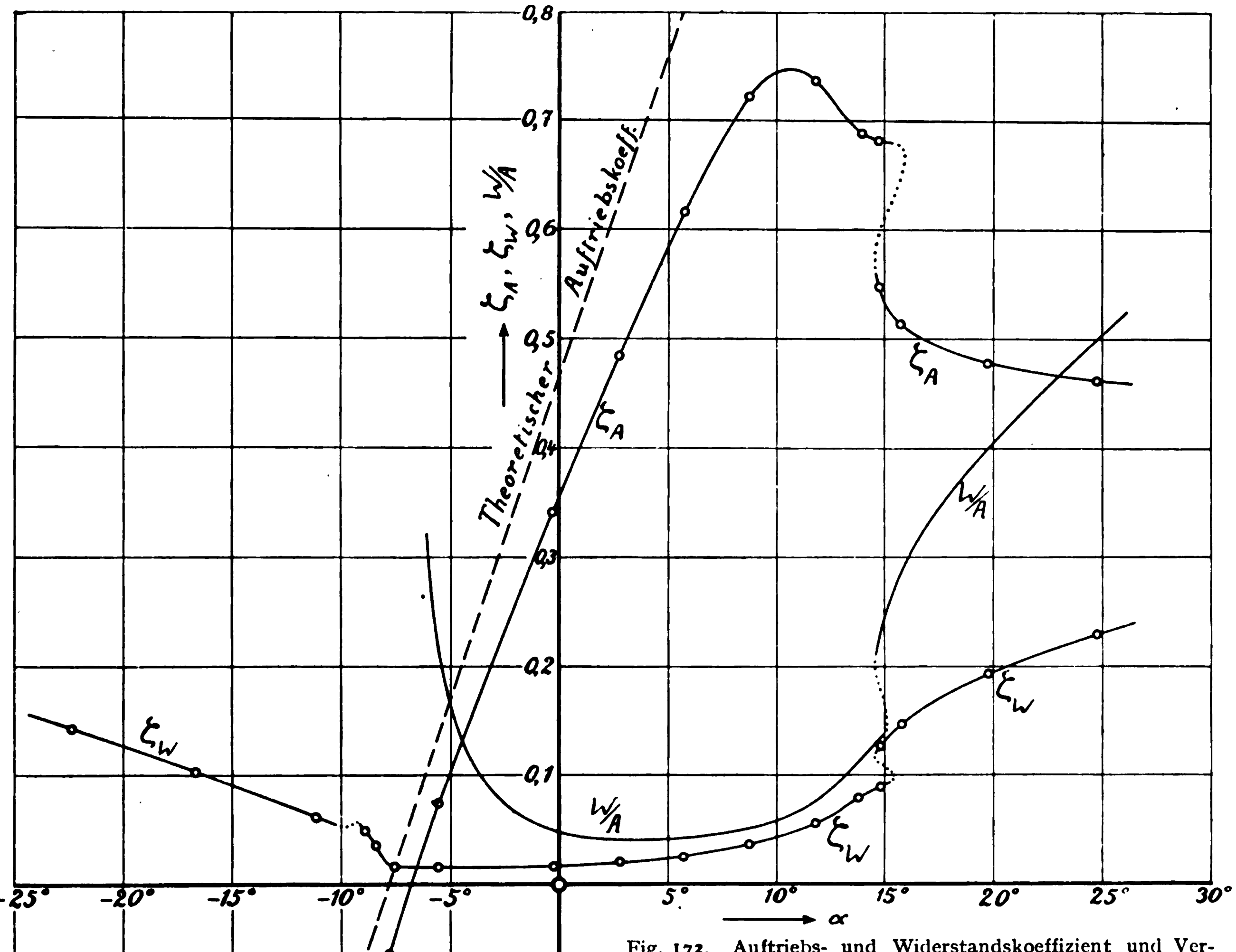


Fig. 172. Auftriebs- und Widerstandskoeffizient und Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb, abhängig vom Anstellwinkel.

Widerstand $= \zeta_W \cdot \frac{\gamma}{g} v^2 \cdot F$, wobei $\frac{\gamma}{g} v^2$ die oben angegebene doppelte Geschwindigkeitshöhe und F die Fläche des untersuchten Stückes ($0{,}5 \cdot 0{,}2 = 0{,}1$ m²) ist. Das Minimum des Verhältnisses von Widerstand zu Auftrieb liegt ungefähr bei einem Anstellwinkel $\alpha = 4\frac{1}{2}°$ und hat den Wert $0{,}0417 = \frac{1}{24}$. Diese ungewöhnlich niedrige Zahl erklärt sich aus dem

Wegfall der bei gewöhnlichen Tragflächen durch die seitlichen Ränder verursachten Verluste. Bemerkenswert ist auch das ungewöhnlich hohe Maximum der ζ_A-Kurve, die bis 0,75 ansteigt. Kurz hinter dieser höchsten Stelle zeigt die Auftriebskurve eine sehr starke Unstetigkeit, indem sie bei $\alpha = 15^0$ von 0,68 auf 0,55 herunterspringt, wobei für diesen Winkel beide Werte zu erhalten sind, je nachdem man von kleineren Anstellwinkeln zu größeren übergeht oder umgekehrt. Ein ähnlicher, aber nicht so großer Sprung ist im Gebiete negativer Anstellwinkel und negativen Auftriebes vorhanden. Auch die Widerstandskurve und natürlich auch die aus den beiden abgeleitete $\frac{W}{A}$-Kurve zeigen an den gleichen Stellen eine deutliche Unstetigkeit. In Fig. 172 ist außer diesen Messungsergebnissen auch noch die Kurve des aus der theoretischen Strömung sich ergebenden Auftriebskoeffizienten eingezeichnet. Der gemessene Auftrieb ist danach in dem praktisch in Frage kommenden Bereich 76 bis 77% des theoretischen.

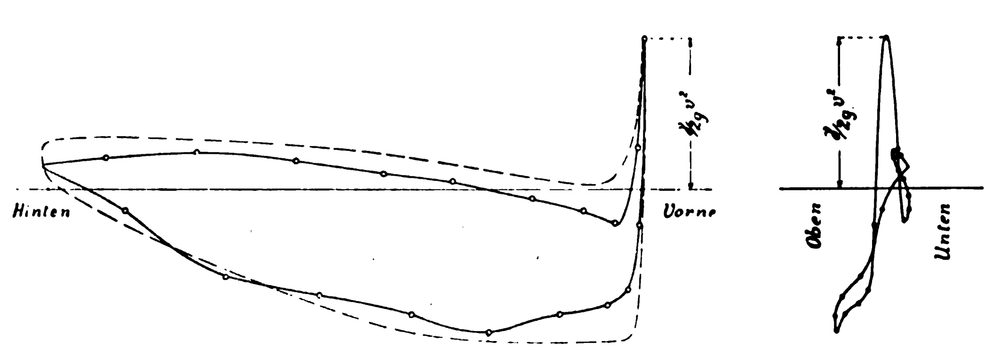


Fig. 173 und 174. Druckverteilung bei 0° Anstellwinkel (links Vertikal-, rechts Horizontalkomponente, theoretische Kurve gestrichelt).

Außer den Kräfteermittelungen durch die Wagen wurde bei dieser Tragfläche auch die Druckverteilung längs eines Umfanges bestimmt, die einen noch eingehenderen Vergleich zwischen Theorie und Wirklichkeit gestattet. Die Methode der Druckmessung war dieselbe, wie sie bereits von Fuhrmann bei Ballonmodellen angewandt worden ist[1]). Die Tragfläche war als luftdichter Hohlkörper aus Blech hergestellt. Längs eines Querschnittes war eine Reihe feiner Bohrungen angebracht (s. Fig. 169), die bei den Messungen immer alle bis auf eine verschmiert waren. Da diese nun die einzige Verbindung des Tragflächenhohlraumes mit der äußeren Luft war, so stellte sich im Innern derselbe Druck ein, der gerade an der Stelle der offenen Bohrung herrschte. In der Nähe des Seitenrandes, also, um Störungen zu vermeiden, in möglichst großer Entfernung von den Meßlöchern, war eine Schlauchleitung (siehe Fig. 169) angeschlossen, die den im Hohlraum herrschenden Druck auf ein Mikromanometer übertrug, so daß man ihn dort ablesen konnte (bei den Kräftemessungen wurde natürlich die Schlauchleitung entfernt). Mit Rücksicht auf den in der Mitte der Tragfläche befestigten Aufhängestiel und die dadurch verursachten Störungen befand sich der Querschnitt mit den Meßlöchern nicht in der Mitte, sondern 3,5 cm daneben.

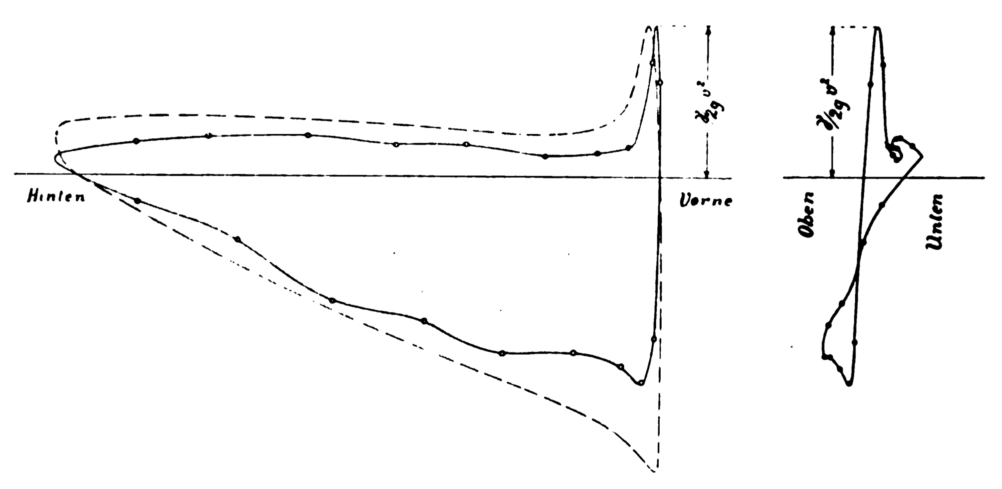


Fig. 175 und 176. Druckverteilung bei 3° Anstellwinkel (links Vertikal-, rechts Horizontalkomponente, theoretische Kurve gestrichelt).

Die Resultate dieser Druckmessungen sind in den Diagrammen 173 bis 180 für die Anstellwinkel 0°, 3°, 6° und 9° wiedergegeben. Die Drücke sind einerseits über der Horizontalprojektion des Profils aufgetragen; Überdruck nach oben, Unterdruck nach unten. Die von der Druckverlaufskurve eingeschlossene Fläche ist hierbei dem Auftrieb proportional. Anderseits ist auch die Auftragung über der senkrecht zur Windrichtung stehenden Projektion

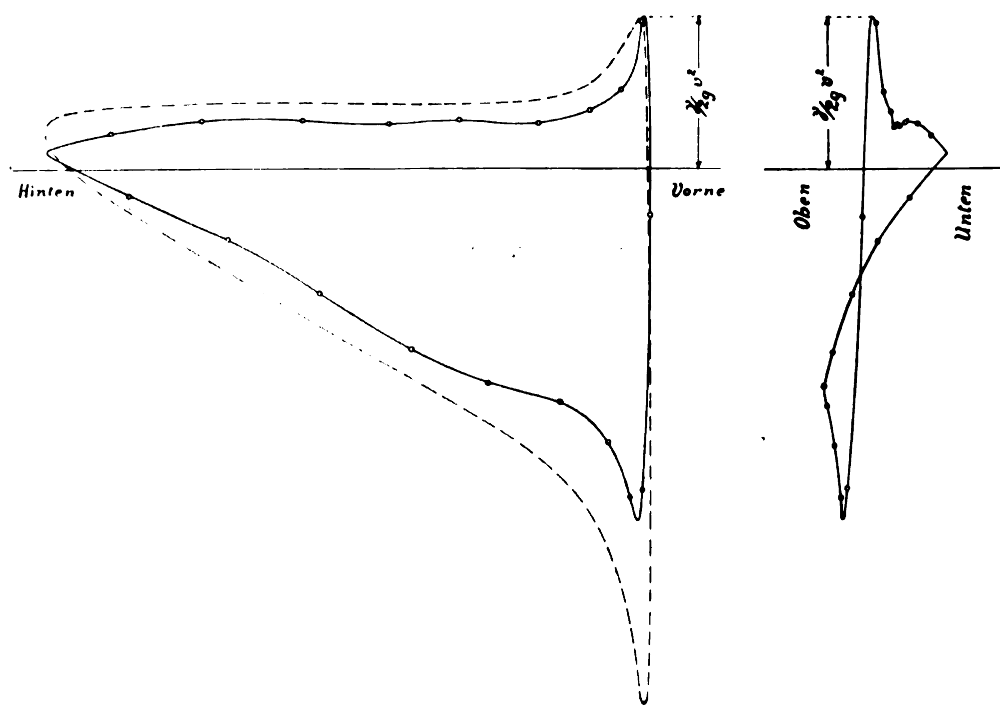


Fig. 177 und 178. Druckverteilung bei 6° Anstellwinkel (links Vertikal-, rechts Horizontalkomponente, theoretische Kurve gestrichelt).

[1]) Vgl. Jahrb. der Motor-Luftschiff-Studienges. V. Band.

wiedergegeben. Hierbei stellt die Fläche den aus den Normaldrücken herrührenden Widerstand dar. In das erstere Diagramm (Auftriebsflächen) ist auch die theoretische Druckverteilungskurve gestrichelt mit eingezeichnet. Wie bereits nach dem durch die Wage festgestellten Unterschied zwischen Theorie und Wirklichkeit (Fig. 172) zu erwarten war, ist die theoretische Fläche durchweg größer als die gemessene. Im einzelnen zeigt jedoch der Verlauf der theoretischen und der gemessenen Kurve große Ähnlichkeit.

Der Unterschied im Auftrieb erklärt sich durch folgende Überlegung: Bei der Theorie war vorausgesetzt, daß die Strömung auf der Ober- und Unterseite der Tragfläche an der scharfen Hinterkante zusammentrifft und sich dort wieder schließt (vgl. Fig. 181), während in Wirklichkeit (Fig. 182) nur die Strömung der Unterseite sich bis an die Hinterkante (K) erstreckt (wenigstens bei normalem Anstellwinkel); die der Oberseite dagegen löst sich bereits vorher in einem Punkte A ab. Die beiden Strömungen schließen sich also nicht mehr, sondern lassen einen von Wirbeln (Karmansche Wirbel) erfüllten Raum zwischen sich. Dieser Unterschied in der Strömung ist trotz seiner Unscheinbarkeit doch von prinzipieller Bedeutung. In erster Linie verursacht er den auf Normaldrücke zurückzuführenden Widerstand, der bei der theoretischen Strömung Null ist. Bei dieser steigt der Druck in der Nähe der hinteren Kante so weit an, daß er den an den übrigen Stellen des Profils herrschenden Drücken gerade das Gleichgewicht in horizontaler Richtung hält; durch den Wegfall des kurzen Stückes AK wird dieser Druckanstieg vermindert, und es ist nicht mehr genaues Gleichgewicht vorhanden. Außerdem beeinflußt aber die kleine Abweichung an der Hinterkante auch in geringem Maße die ganze übrige Strömung, insbesondere wird dadurch die Zirkulation um die Tragfläche kleiner. Diese ist bekanntlich das Linienintegral längs einer die Fläche umschließenden Kurve über das Produkt Geschwindigkeit × Wegelement $(\int_0 v \cdot ds)$, wobei nur die in Richtung des Wegelementes ds fallende Komponente der Geschwindigkeit in Rechnung zu setzen ist. In der Theorie der Schukowskyschen Tragflächen wird nun diese Zirkulation so bestimmt, daß sich die Strömung der oberen und unteren Seite gerade an der Hinterkante schließt. Da nun diese Voraussetzung nicht ganz zutrifft, so ist einleuchtend, daß auch die Größe der Zirkulation nicht genau der Wirklichkeit entspricht. Eine einfache Vorzeichenüberlegung zeigt, daß sie in Wirklichkeit kleiner sein muß als nach der Theorie. Dasselbe gilt für den Auftrieb, da dieser der Zirkulation direkt proportional ist.

Das Totwasser hinter der Tragfläche läßt sich in der Theorie nur schwer berücksichtigen. Es war aber zu erwarten, daß man schon eine wesentlich bessere Übereinstimmung zwischen theoretischer und gemessener Druckverteilung erhalten würde, wenn man von einer theoretischen Strömung ausging, welcher dieselbe Zirkulation zugrunde lag, die der Messung entsprach. Am zweckmäßigsten wählt man eine Strömung, bei welcher der Zusammenschluß der oberen und unteren Stromlinien nicht an der Hinterkante, sondern zwischen den Punkten A und K stattfindet, wobei dieser Schließungspunkt (Staupunkt) dadurch festgelegt ist, daß die Zirkulation gerade die gewünschte Größe haben soll. Daß dabei ein Umströmen der scharfen Hinterkante stattfinden müßte, was praktisch unmöglich ist, braucht uns nicht zu stören, da ja die Strömungen von K und von A bis zu dem gemeinsamen Ablösungspunkt nur ein theoretischer Ersatz sind für die in Wirklichkeit vorhandene Wirbelbewegung. Fig. 183 und 184 zeigen einen auf dieser Grundlage beruhenden Vergleich, der für die Anstellwinkel 3° und 6° gerechnet wurde. Sehen wir von der nächsten Umgebung der Hinterkante ab, für die ja die Voraussetzungen der theoretischen Strömung vollständig andere sind wie in Wirklichkeit, so müssen wir die Übereinstimmung der beiden Kurven als außerordentlich gut bezeichnen. Die Abweichungen liegen durchweg innerhalb der durch die Herstellung des Modells gegebenen Fehlergrenze. Diese ist nämlich bei Druckmessungen für einen einzelnen Punkt verhältnismäßig groß, da kleine Abweichungen in der Krümmung der Oberfläche starken Einfluß auf den Druck an der betreffenden Stelle haben. Für eine Reihe von Punkten gleicht sich zwar dieser Fehler im Mittel wieder einigermaßen aus, da eine zu starke Krümmung an einer Stelle notwendig eine zu flache in der Nachbarschaft mit sich bringt. Diese Krümmungsfehler bewirken daher hauptsächlich eine wellenförmige Abweichung der gemessenen Kurve von einer mittleren, die einem gleichmäßigen Krümmungsverlauf des Messungsobjektes entsprechen würde.

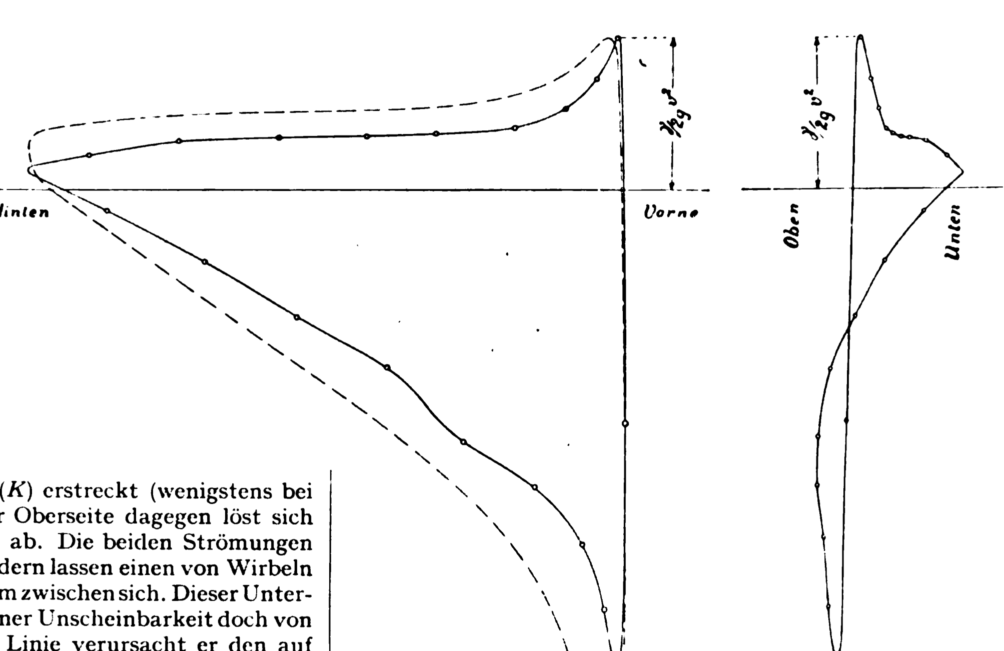


Fig. 179 und 180. Druckverteilung bei 9° Anstellwinkel (links Vertikal-, rechts Horizontalkomponente, theoretische Kurve gestrichelt).

Aus den in die Windrichtung fallenden Druckkomponenten erhalten wir, wie bereits weiter oben erwähnt, den auf Normaldrücke zurückzuführenden Widerstand. Der Gesamtwiderstand der Tragfläche ist jedoch größer, da noch die von der Oberflächenreibung herrührenden Tangentialkräfte hinzukommen. Da aus den Versuchen sowohl der Gesamtwiderstand (mit der Wage gemessen) als auch der Normaldruckwiderstand (aus

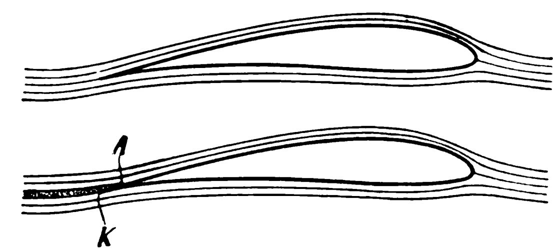


Fig. 181 und 182. Schematische Darstellung des theoretischen (oben) und des tatsächlichen (unten) Strömungsverlaufes.

der Druckverteilung ermittelt) bekannt ist, so können wir auch den Reibungswiderstand als Differenz der beiden finden. Leider ist die Ermittelung des Widerstandes aus der Druckkurve nicht sehr genau, da bei den vielfach sehr rasch sich ändernden Drücken schon die Unsicherheit des Kurvenverlaufs zwischen zwei gemessenen Punkten Fehlerquellen in sich birgt,

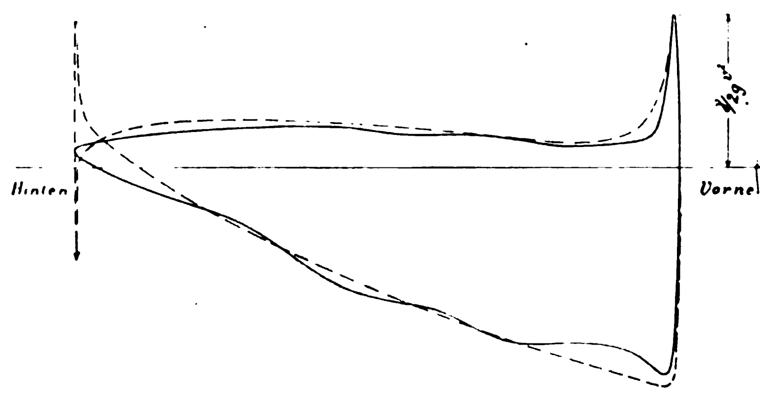


Fig. 183. Vergleich der gemessenen Druckverteilung (ausgezogene Linie) mit der theoretischen (gestrichelte Linie) bei gleichem Auftrieb. Anstellwinkel 3°.

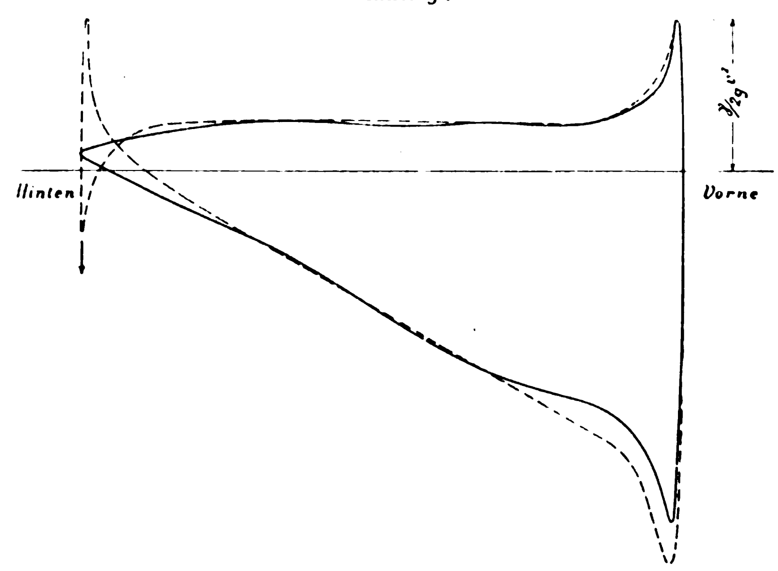


Fig. 184. Vergleich der gemessenen Druckverteilung (ausgezogene Linie) mit der theoretischen (gestrichelte Linie) bei gleichem Auftrieb. Anstellwinkel 6°.

die bei dem geringen Gesamtinhalt der Fläche — ein Teil ist positiv, ein Teil negativ, das Resultat ist eine sehr kleine Differenz — bereits merklich zur Geltung kommen. Diese Unsicherheit überträgt sich natürlich auch auf die Bestimmung des Reibungswiderstandes, doch geben die erhaltenen Werte immerhin ein Bild von der Größenordnung der Kräfte. In Fig. 185 sind die gefundenen Werte zusammengestellt.

Wir können uns noch die Frage vorlegen, wie der hier gefundene Reibungsanteil des Widerstandskoeffizienten mit dem bei anderen Messungen ermittelten Reibungskoeffizienten zusammenhängt, der die beim Vorbeiströmen von Luft an einer Wand auftretende Tangentialkraft zum Ausdruck bringt. Würde an jeder Stelle der Oberfläche des untersuchten Körpers dieselbe Geschwindigkeit herrschen, so wäre dieser Reibungskoeffizient gegrcheben du den Ausdruck $\zeta_R = \dfrac{R}{F_t \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v^2}$

(R = Reibungswiderstand, F_t = gesamte Oberfläche, Oberseite + Unterseite). Bei einer Tragfläche ist jedoch die Geschwindigkeit v an den einzelnen Stellen sehr verschieden. Wenn wir nun voraussetzen, daß die Reibung innerhalb der auftretenden Unterschiede hinreichend genau proportional v^2 gesetzt werden kann, so läßt sich trotzdem ein verhältnismäßig einfacher Zusammenhang angeben. Die Diagramme, welche die Druckverteilung zeigen, stellen nämlich auch gleichzeitig den Verlauf von v^2 dar, wir brauchen nur die Abszissenachse durch den Punkt höchsten Druckes (Staupunkt, die Geschwindigkeit ist hier Null) zu legen, dann sind die Ordinaten proportional v^2 oder proportional der an der betreffenden Stelle auftretenden Reibungskraft pro Flächeneinheit. Fig. 186 stellt schemativ ein solches Diagramm dar. Die Reibungskraft

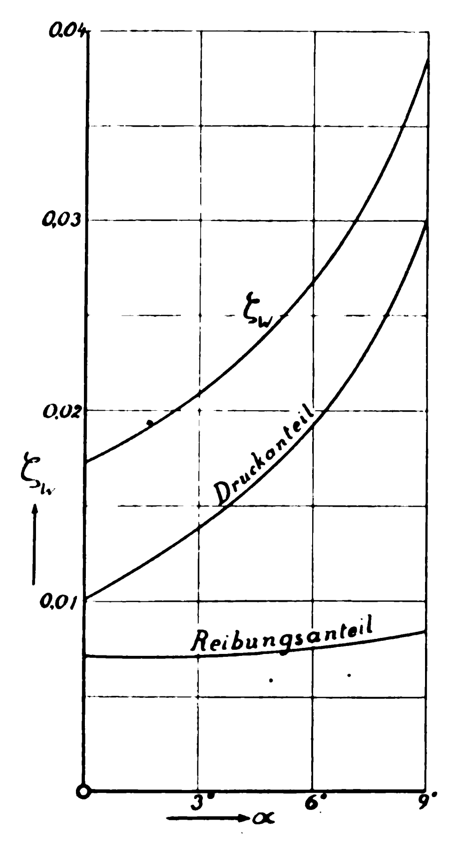


Fig. 185. Trennung des Widerstandes in Druck- und Reibungswiderstand.

an einer bestimmten Stelle K der Oberseite der Tragfläche ist durch die Ordinate GK, die an der entsprechenden Stelle der Unterseite durch GH gegeben, während sie bei überall konstanter Geschwindigkeit v_0 (gleich der Zuströmungsgeschwindigkeit) dem Betrage GJ, dem Abstand der ursprünglichen Nullinie von der neuen (Staupunktlinie) entsprechen würde. Der gesamte Reibungswiderstand der Oberseite ist demnach durch die gesamte schraffierte Fläche $F_1 = EDKCBE$ und der der Unterseite durch die doppelt schraffierte Fläche $F_2 = EHCBE$ dargestellt. Bei konstanter Geschwindigkeit v_0 würde der Widerstand jeder der beiden Seiten dem Rechteck $AB \cdot GJ$ entsprechen. Der tatsächliche Widerstand ist also im Verhältnis $\dfrac{F_1 + F_2}{2 \cdot AB \cdot GJ}$ größer, als man ohne Berücksichtigung der an den einzelnen Stellen herrschenden Geschwindigkeiten erhalten würde. Dieses Verhältnis hat die Werte 1,25

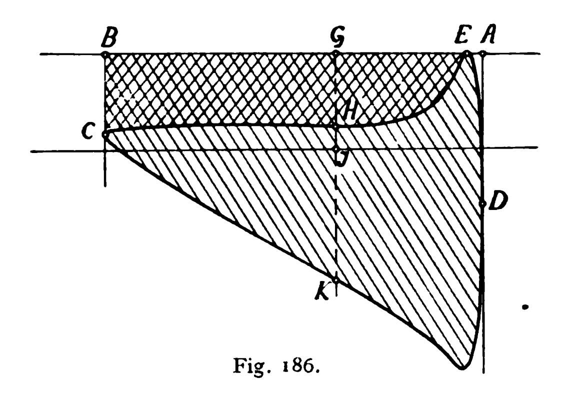


Fig. 186.

für $\alpha = 0^0$, 1,26 für 3^0, 1,30 für 6^0 und 1,35 für 9^0. Danach ergibt sich aus dem Reibungsanteil des Widerstandes ein Reibungskoeffizient ζ_R von rund 0,003 für alle vier Winkel (bezogen auf die Gesamtoberfläche, Oberseite + Unterseite). Man kann also auch umgekehrt durch Einführung eines allgemeinen Reibungskoeffizienten aus der Druckverteilung nicht nur den Druckanteil sondern auch den Reibungsanteil des Widerstandes berechnen. Wenn wir mit ζ_w' den Reibungsanteil des Widerstandskoeffizienten bezeichnen, so besteht die Beziehung

$$\zeta_{w'} = \zeta_R \cdot \frac{F_1 + F_2}{AB \cdot GJ}.$$

Es mag noch betont werden, daß die Reibungskräfte nicht dem quadratischen Widerstandsgesetz folgen. Der ermittelte Reibungskoeffizient gilt deshalb nur für Abmessungen und Geschwindigkeiten, die annähernd mit den bei den Messungen benutzten übereinstimmen. Insbesondere ist zu erwarten, daß er bei großen Flugzeugen wesentlich kleiner ist.

Zusammenfassung.

Um die theoretische Strömung um ein Schukowskysches Profil, welche sich für Flächen ohne seitliche Ränder (ebenes Problem) angeben läßt, mit den tatsächlichen Verhältnissen zu vergleichen, wurde zunächst eine Einrichtung zur Verwirklichung dieser ebenen Strömung geschaffen, die auch die Messung der auftretenden Kräfte gestattete. Die Resultate der Kräftemessungen sowie die gefundenen Druckverteilungskurven sind wiedergegeben und mit den Ergebnissen der Theorie verglichen. Es ist versucht worden, die physikalischen Ursachen der Unterschiede zwischen Theorie und Wirklichkeit klarzulegen. Ferner ist eine Beziehung zwischen dem Reibungswiderstand und der Druckverteilung aufgestellt.

A. Betz.

Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen Hubschraube.

Von Prof. Dr. Wilhelm Nußelt, Dresden.

Unter einem Propeller versteht man ein Maschinenelement, das aus einem System von Flügeln besteht, die so auf einer Welle befestigt sind, daß bei der Drehung in einer elastischen oder tropfbaren Flüssigkeit eine Kraft in der Achsrichtung entsteht. Ist vor oder hinter dem Propeller noch ein Flügelrad angebracht, so spricht man von einem mit einem Gegenpropeller ausgerüsteten Propeller. Dieser Gegenpropeller kann ruhen oder ebenfalls angetrieben werden. Bewegt sich der Propeller unter dem Einflusse des Schubes in der Achsrichtung, so bezeichnet man den Propeller als Marschpropeller. Hat aber die Welle keine fortschreitende Bewegung, so spricht man von einer Hubschraube. Das technische Problem verlangt, daß der Propellerschub für eine zugeführte Leistung möglichst groß wird.

In der vollkommenen Flüssigkeit gibt der Propeller keinen Schub, da nach den Helmholtzschen Wirbelsätzen, die ursprünglich wirbelfreie Flüssigkeit wirbelfrei bleibt. Man kann aber dadurch zu Strömungen der reibungsfreien Flüssigkeit gelangen, die den Verhältnissen in einer wirklichen Flüssigkeit näherkommen, daß man keine Potential-, sondern eine Wirbelströmung annimmt. Man muß dabei annehmen, daß die Wirbel beim Durchströmen der Flüssigkeit durch den Propeller entstehen. Um einen möglichst einfachen Fall zu erhalten, möge eine achsensymmetrische Strömung angenommen werden. Dadurch wird die folgende Betrachtung auf einen vielflügeligen Propeller beschränkt.

Die Wirkungsweise eines Propellers ist ähnlich der einer Pumpe aufzufassen. Er saugt die Flüssigkeit an. Es muß also an seiner Vorderseite ein Unterdruck erzeugt werden, unter dessen Einfluß, die in großer Entfernung vom Propeller ruhende Flüssigkeit nach dem Propeller strömt. Im Propeller selbst wird die Flüssigkeit dann auf einen höheren Druck gebracht; sie verläßt den Propeller in Form eines Strahles. Für die Wirkung des vollkommenen Propellers ist es erforderlich, daß dieser Strahl hinter dem Propeller erhalten bleibt. Es wird dadurch der ganze Raum in zwei Teile getrennt, in den Saugraum, in dem die in großer Entfernung ruhende Flüssigkeit gegen die Vorderseite des Propellers fließt, und in den Druckraum, der sich in Form eines Strahles hinter dem Propeller ausbildet. Dieser ist mit Wirbeln behaftet; jener ist wirbelfrei.

Um zu entscheiden, ob die Zugrundelegung der reibungsfreien Flüssigkeit zu Ergebnissen führt, die auf die Strömung in Luft oder in Wasser übertragen werden dürfen, habe ich durch den Versuch die Strömung in einer Düse untersucht, die große Ähnlichkeit mit der Propellerströmung besitzt. Beim Ausströmen von Luft durch eine Düse aus einem großen Gefäß, in dem Überdruck gegen die Atmosphäre herrscht, strömt die ursprünglich ruhende Luft von allen Seiten zur Düse, um sich nach dem Durchgang durch dieselbe zu einem Strahl zusammenzuschließen. Aus einem Düsenkopf[1]) von 600 mm Durchmesser ließ ich Luft, die von einem Radialventilator geliefert wurde, durch Düsen von 100 mm Durchmesser ausströmen. Es wurden zwei Versuchsserien durchgeführt, eine mit einer scharfkantigen Mündung und eine mit einer durch einen Parabelbogen abgerundeten Düse[2]), die einen zylindrischen Ansatz von 30 mm Länge besaß. Es wurde der Verlauf des Druckes und der Energie längs der Düsenachse und bei der abgerundeten Düse nach längs der Düsenwand gemessen. Der Druck (statische Druck) wurde mit einem Messingröhrchen von 4 mm äußerem und 3 mm innerem Durchmesser gemessen. Es war am vorderen Ende zugespitzt und besaß in 100 mm Entfernung von der Spitze 4 radiale Bohrungen von ½ mm Durchmesser, die außen gut abgerundet waren.

Durch ein Pitotrohr von denselben Dimensionen wurde der sogenannte Gesamtdruck der Strömung an der Meßstelle gemessen. An der Mündung des Pitotrohres findet eine verlustlose Umsetzung der Geschwindigkeit in Druck statt. Für eine inkompressible Flüssigkeit ist deshalb der vom Pitotrohr angegebene Druck gleich dem statischen Druck, vermehrt um diesen sogenannten dynamischen Druck, also

$$p = p_s + p_d = p_s + \frac{w^2 \gamma}{2g}.$$

Mißt man diesen Druck, den man auch als Staudruck bezeichnen könnte in kgm^{-2} und zählt man ihn vom Druck der Umgebung aus, so ist er auch gleich der mechanischen Energie (Strömungsenergie) der Raumeinheit. Hat man an einer Stelle den statischen und den Staudruck gemessen, so gibt obige Formel in einfacher Weise die Strömungsgeschwindigkeit w. Ist das strömende Medium ein Gas, so gilt obige Beziehung nur für kleine Geschwindigkeiten. An der Öffnung des Pitotrohres tritt auch hier eine verlustlose Umsetzung der kinetischen Energie in Druck ein. Es wird dort das Gas vom statischen Druck p_s der Strömung auf den Staudruck p adiabatisch komprimiert. Die Geschwindigkeit folgt dann aus der Formel

$$\frac{w^2}{2g} = \int_{p_s}^{p} v\,dp,$$

wenn v das Volumen der Gewichtseinheit ist. Die Integration ergibt die bekannte Gleichung von de Saint-Venant und Wantzel. Um w daraus berechnen zu können, genügt aber die Messung des statischen und des Staudruckes nicht, man muß den Gaszustand an der Meßstelle kennen, also auch die Temperatur messen. Am einfachsten bedient man sich dann eines Mollierschen J-S Diagrammes. Es ist auch

$$\frac{w^2}{2g} = i - i_s.$$

Hierin ist i_s beim Zustand an der Meßstelle zu nehmen. Zieht man durch den zugehörigen Punkt im J-S Diagramm eine Ordinate, so gibt der Abschnitt zwischen den Drücken p und p_s die Größe $i - i_s$, woraus dann nach obiger Formel die Geschwindigkeit folgt. Findet längs des Stromfadens kein Wärmeaustausch mit benachbarten Gasteilen statt, wie man bei der Strömung in Düsen wohl annehmen kann, dann bleibt auch i, der dem Staudruck entsprechende Wärmeinhalt, konstant, gleich dem Wert im Düsenkopf, der i_1 sein möge. Ist die Strömung reibungsfrei, dann ist der Staudruck überall gleich p_1,

[1]) Arlt, Untersuchungen über Wetterführung mittels Lutten, Mitteil. über Forschungsarbeiten, Heft Nr. 115, S. 8, Fig. 6.

[2]) a. a. O., Fig. 7, S. 8.

dem Druck im Düsenkopf, wo die Geschwindigkeit null herrschen möge. Tritt längs des Strömungsfadens eine Reibung auf, so nimmt der Staudruck ab. Wenn man den Gaszustand im Düsenkopf kennt, genügt es dann, um an einer Stelle des Stromfadens die Geschwindigkeit zu erhalten, wenn man dort p und p_s mißt. Die Temperatur braucht nicht gemessen zu werden. Da $i = i_1$ ist, braucht man nur auf der Isobaren für den Staudruck p den Punkt zu suchen, der den Wärmeinhalt i_1 hat, und durch ihn eine Ordinate zu ziehen. Die zwischen den Drücken p und p_s liegende Strecke dieser Ordinate ist $i - i_s$, aus der sich dann nach obiger Formel die Geschwindigkeit ergibt. Da bei meinen Versuchen die Geschwindigkeit w nur der Anschaulichkeit halber berechnet wurde, konnte ihrer Festsetzung näherungsweise die Formel für inkompressible Flüssigkeiten zugrunde gelegt werden. Für γ wurde das Mittel aus dem spez. Gewicht der Luft im Düsenkopf und dem der Umgebung gesetzt ($p = 750$ mm Hg von 0^0 C, $t = 18^0$ C).

Zahlentafel 1.

l mm	p_s kgm^{-2}	p kgm^{-2}	p_d kgm^{-2}	w msk^{-1}
— 250	115,14	115,17	0,03	0,7
— 200	115,10	115,17	0,07	1,1
— 150	115,05	115,17	0,12	1,4
— 100	114,50	115,17	0,67	3,3
— 50	112,3	115,17	2,9	6,9
— 40	108,5	—	6,7	10,5
— 30	104,6	—	10,6	13,2
— 20	97,2	—	18,0	17,2
— 10	87,2	—	28,0	21,4
0	70,8	115,17	44,4	27,0
10	55,2	115,17	60,0	31,4
20	37,6	115,17	77,6	35,7
30	22,9	115,16	92,3	38,9
40	14,4	115,16	100,8	40,7
50	8,4	115,16	106,8	41,9
60	5,1	—	110,1	42,5
70	3,2	115,16	112,0	42,86
80	2,2	115,16	113,0	43,06
95	1,5	—	113,7	43,20
90	—	115,16	—	—
110	1,3	—	113,9	43,24
125	1,1	—	114,1	43,28
130	—	115,16	—	—
140	1,0	—	114,2	43,30
150	—	115,15	—	—
155	0,9	—	114,3	43,32
170	—	115,15	—	—
185	0,7	—	114,5	43,35
190	—	115,15		
220	—	115,15		
260	—	115,15		
280	—	115,14		
300	—	115,06		
320	—	114,88		
340	—	114,56		
360	—	113,7		
380	—	112,0		

In der Zahlentafel 1 sind die Ergebnisse längs der Achse einer scharfkantigen Düse zusammengestellt. Die Reihe 1 enthält die Entfernung der Meßstelle von der Düsenebene (nach außen positiv gerechnet). Die 2. bzw. die 3. Reihe enthalten den statischen bzw. Staudruck. Aus diesen Beobachtungen wurden dann die in die 4. und 5. Spalte eingetragenen Werte des dynamischen Druckes und der Strömungsgeschwindigkeit berechnet. In der Fig. 1 sind alle diese Werte über der Düsenachse aufgetragen. Die Zahlentafel 2 und die Fig. 2 enthalten dieselben beobachteten und berechneten Größen für die Achse der abgerundeten Düse. Zur Messung des Staubzw. des statischen Druckes an der Düsenwand wurden zwei Messingröhrchen von 4 mm Durchmesser so gebogen, daß sie mit einer Mantellinie die Düsenwand berührten. Bei der Messung des Staudruckes wurde nach jeder Beobachtung ein Stück des Rohres abgeschnitten. Das Röhrchen zur Messung des statischen Druckes erhielt für jede Messung zwei Anbohrungen senkrecht zur Meridianebene, die nach der Ablesung wieder zugelötet wurden. Dadurch wurden Druck und Energie längs eines Weges in 2 mm Abstand von der Düsenwand erhalten, der angenähert mit einem Stromfaden zusammenfällt.

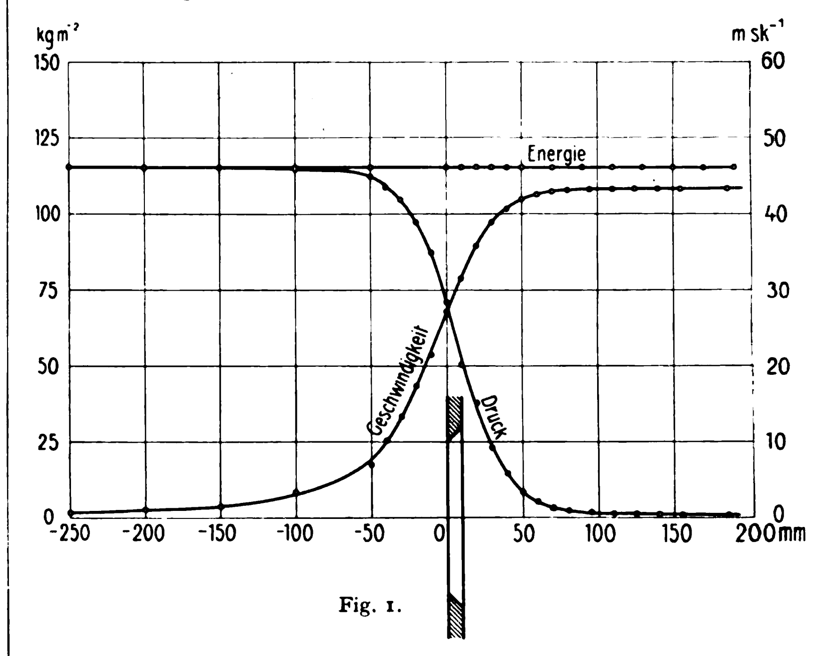


Fig. 1.

Zahlentafel 2.

l mm	p_s kgm^{-2}	p kgm^{-2}	p_d kgm^{-2}	w msk^{-1}
— 350	111,92	112,00	0,08	1,2
— 300	111,88	112,00	0,12	1,4
— 250	111,81	112,00	0,19	1,8
— 200	111,50	112,00	0,50	2,9
— 190	111,40	—	0,60	3,1
— 180	111,35	—	0,65	3,3
— 170	111,1	—	0,90	3,8
— 160	110,9	—	1,1	4,2
— 150	110,5	112,00	1,5	5,0
— 140	110,0	—	2,0	5,7
— 130	109,1	—	2,9	6,9
— 120	108,0	—	4,0	8,1
— 110	105,7	—	6,3	10,2
— 100	102,4	112,00	9,6	12,5
— 90	97,3	—	14,7	15,5
— 80	90,5	—	21,5	18,8
— 70	79,2	112,00	32,8	23,2
— 60	66,3	—	45,7	27,4
— 50	51,2	112,00	60,8	31,6
— 40	35,2	—	76,8	35,5
— 30	22,2	112,00	89,8	38,4
— 20	12,9	112,00	99,1	40,30
— 10	7,4	112,00	104,6	41,43
0	4,8	112,00	107,2	41,95
10	2,7	112,00	109,3	42,44
20	1,9	112,00	110,1	42,50
30	1,5	112,00	110,5	42,56
50	1,6	112,00	110,4	42,54
100	1,6	112,00	110,4	42,54
150	1,5	111,96	110,5	42,56
200	1,3	111,95	110,7	42,60
250	1,1	111,95	110,9	42,64
300	0,7	111,93	111,2	42,72
350	0,1	111,68	111,6	42,80
400	— 0,4	111,0	111,4	42,74
450	— 1,0	109,6	108,6	42,23
500	— 1,3	106,0	104,7	41,46
550	— 1,9	—	—	—
600	— 2,5	—	—	—
650	— 2,9	—	—	—
700	— 2,9	—	—	—
800	— 3,0	—	—	—
900	— 2,9	—	—	—
1000	— 2,6	48	50,2	28,7

Außerhalb der Düse wurde noch der Druckverlauf auf einer Parallelen zur Achse, im Abstand von 48 mm, gemessen. Hierfür sind die Ergebnisse in der Zahlentafel 3 zusammengestellt und in der Figur 3 abgebildet. Endlich wurde in der Mündungsebene der abgerundeten Düse noch der Druck- und Energieverlauf gemessen. An jeder Meßstelle wurde dabei das Meßröhrchen in die durch Seidenfäden kenntlich gemachten Stromlinien eingestellt. Die Zahlentafel 4 und die Fig. 4 zeigen diese Messungen.

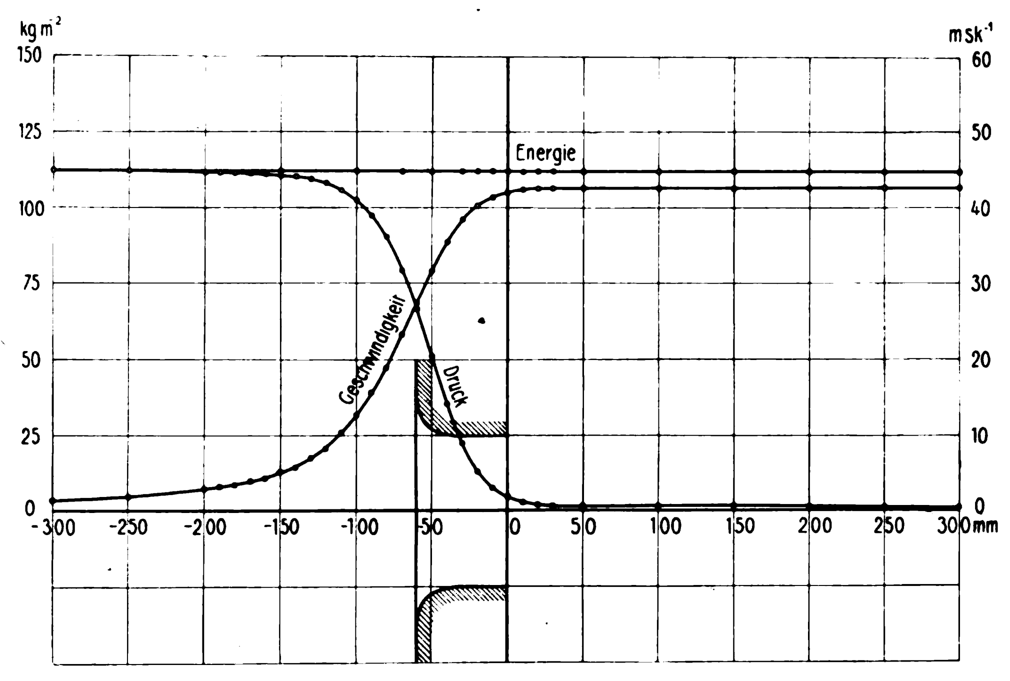


Fig. 2.

Zahlentafel 3.

l mm	p_s kgm⁻²	p kgm⁻²	p_d kgm⁻²	w msk⁻¹
— 220	—	112,10	0	0
— 176	112,1	—	0	0
— 146,5	111,8	—	0,3	2,2
— 136	111,6	—	0,5	2,9
— 135	—	112,10	—	—
— 127	111,3	—	0,8	3,6
— 118,5	110,7	—	1,4	4,8
— 107,5	110,2	—	1,9	5,6
— 98	109,0	—	3,1	7,1
— 88	106,7	—	5,4	9,3
— 78	100,2	—	11,95	14,0
— 75	—	112,05	—	—
— 69,5	75,2	—	36,8	24,6
— 58,5	36,8	—	75,2	35,1
— 55	—	112,0	—	—
— 49	— 1,2	—	113,2	43,1
— 39,5	— 21,6	—	133,6	46,8
— 29,5	— 23,2	111,97	135,2	47,1
— 20	— 9,9	111,80	121,7	44,7
— 10	— 1,9	110,7	112,6	43,0
0	— 0,3	109,5	109,8	42,4
+ 5	+ 0,7	—	—	—
+ 10	1,0	—	—	—
20	0,9	—	—	—
30	0,7	—	—	—
40	0,5	—	—	—
50	0,5	—	—	—
60	— 0,2	—	—	—
70	— 0,1	—	—	—
100	— 0,3	—	—	—
150	— 0,6	—	—	—
200	— 0,8	—	—	—
250	— 1,4	—	—	—
300	— 1,8	—	—	—
350	— 2,3	—	—	—
400	— 2,5	—	—	—
450	— 2,7	—	—	—
500	— 2,8	—	—	—
550	— 2,7	—	—	—
600	— 2,8	—	—	—
650	— 2,9	—	—	—

Trotzdem bei dem Ausfluß eine turbulente Strömung vorliegt, zeigt sich, daß für beide Düsen in der Achse die Strömungsverluste verschwindend klein sind. Die Umsetzung von Druck in Geschwindigkeit geht in der Düse ohne Verlust vor sich und bis auf eine Entfernung von der Düsenebene, die gleich ihrem dreifachen Durchmesser ist, bleibt der Staudruck konstant. Überraschend ist das Ergebnis an der Wand bei der abgerundeten Düse. Infolge der starken Krümmung sinkt der Druck um 25 mm Wassersäule unter den Druck der äußeren Atmosphäre. Solange der Druck in Geschwindigkeit umgesetzt wird, geht trotz der Nähe der Wand die Umsetzung ohne Energieverlust vor sich. Erst von der Stelle ab, an der die Umsetzung von Geschwindigkeit in Druck erfolgt, tritt ein meßbarer Energieverlust ein. Da das Auftreten von Unterdruck in der Düse durch geeignete Formgebung der Düsenwand sichervermieden werden kann, so folgt aus diesen Versuchen, daß in einer entsprechend gebauten Düse die Umsetzung des Druckes in Geschwindigkeit ohne merklichen Verlust erfolgt. Die Strömung in der Düse entspricht deshalb der der vollkommenen Flüssigkeit. Trotzdem die abgerundete Düse einen zylindrischen Hals von 3 cm Länge hatte, trat kein Parallelstrahl aus der Düse aus. Beim Austritt hat der Strahl zunächst natürlich zylindrische Gestalt, aber wegen der aus Fig. 4 ersichtlichen Druckverteilung im Querschnitt, besitzt die Luft im Ausflußquerschnitt eine gegen die Achse gerichtete radiale Komponente, die in der Achse und am Rande null ist. Aus der Zahlentafel 4 ist zu entnehmen, daß die Geschwindigkeit im Ausflußquerschnitt in der Achse ein relatives Minimum und bei $r = 40$ mm Abstand von der Achse ein absolutes Maximum besitzt.

Aus diesen Düsenversuchen ergibt sich nun folgendes für die Propellerströmung. Im Ansauge- und im Druckraum des Propellers wird nur Druck in Geschwindigkeit umgesetzt. Es kann deshalb dort die Strömung als reibungsfrei angesehen werden. Die Kontraktion des Reaktionsstrahles wird wohl in einer Entfernung von der Propellerebene, die das zwei- bis dreifache des Propellerdurchmessers beträgt, beendet sein, so daß dort die Parallelströmung erreicht ist. Bis dahin kann auf Grund meiner Versuche reibungsfreie Strömung angenommen werden. Im vollkommenen Fall würde dieser Strahl bis ins Unendliche erhalten bleiben. In Wirklichkeit tritt aber durch die Reibung eine Abbremsung des Strahles ein, wodurch möglicherweise eine Beeinflussung der Druckverteilung im zylindrischen Teil des Reaktionsstrahles eintritt. Sie werde im folgenden vernachlässigt.

Der Propeller selbst werde als sehr dünn angenommen, so daß er als völlig in einer kreisförmigen Scheibe enthalten angesehen werden kann. Diese Scheibe möge das »Propellerblatt« heißen.

Der radiale Weg, den ein Teilchen beim Durchströmen des Propellers zurücklegt, ist dann verschwindend klein. Es tritt dann ein Teilchen mit derselben Geschwindigkeit, mit der es in den Propeller eintrat, wieder aus ihm an der gleichen Stelle auf der anderen Seite aus. Die Wirkung der Propellerflügel beruht dann, wenn man zunächst das Vorhandensein eines Gegenpropellers annimmt, darauf, daß durch seine Pumpenwirkung eine Drucksteigerung von p_1 auf p_2 eintritt, wenn p_1 der Druck eines Teilchens vor der Propellerebene und p_2 der Druck desselben Teilchens hinter dem Propeller ist.

Die von dem Propeller auf die Raumeinheit der Flüssigkeit übertragene Arbeit L ist demnach

$$L = p_2 - p_1 \quad \ldots \ldots \quad 1)$$

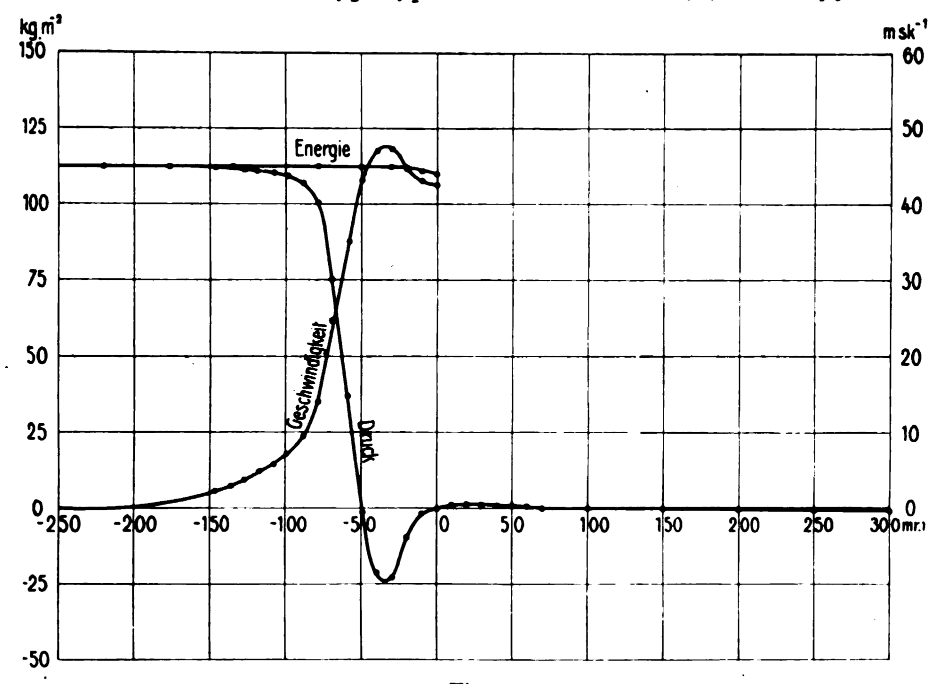


Fig. 3.

Es sei nun

z der Abstand eines Teilchens von der Propellerebene,
r der Abstand dieses Teilchens von der Propellerachse,
ϱ die Masse der Raumeinheit der Luft,
v_z die Geschwindigkeitspomponente in der Richtung des Strahles,
v_r die Geschwindigkeitskomponente in Richtung des Abstandes r.

Die Geschwindigkeitskomponente v_t senkrecht zu v_z und v_r sei überall gleich null; dann lauten die Eulerschen Bewegungsgleichungen:

$$\left.\begin{aligned} \varrho\left[v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_z}{\partial r}\right] &= -\frac{\partial p}{\partial z} \\ \varrho\left[v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_r}{\partial r}\right] &= -\frac{\partial p}{\partial r} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad 2)$$

und die Kontinuitätsgleichung:

$$\frac{\partial (v_z r)}{\partial z} + \frac{\partial (v_r r)}{\partial r} = 0 \quad \ldots \ldots \quad 3)$$

Schreitet man längs einer Stromlinie um die Strecke ds mit den Koordinaten dz und dr weiter, so erhält man die Bernoullische Gleichung. Man multipliziert, um sie zu gewinnen, die Geichungen 2 mit diesem dz bzw. dr und addiert sie.

Zahlentafel 4.

r mm	p_s kgm⁻²	p km⁻²	p_d kgm⁻²	w kmsk⁻¹
0	4,8	112,00	107,2	41,95
10	4,5	111,98	107,5	42,00
20	3,2	111,95	108,75	42,24
30	0,5	111,97	111,5	42,78
40	— 1,5	112,05	113,6	43,19
46	— 1,0	111,20	110,2	42,50
48	— 0,3	109,5	109,8	42,44

So ergibt sich, wenn man beachtet, daß längs der Stromlinie

$$\frac{v_z}{v_r} = \frac{dz}{dr} \quad \ldots \ldots \quad 4)$$

ist, die Energiegleichung

$$p + \frac{\varrho}{2}\left[v_z^2 + v_r^2\right] = C \quad \ldots \ldots \quad 5)$$

Die Konstante C ist im allgemeinen von Stromlinie zu Stromlinie verschieden.

Ist p_0 der Druck der Luft in großer Entfernung und sind v_{z1} und v_{r1} die Luftgeschwindigkeiten im Propeller, so ergibt die Gl. 5 für den Ansaugeraum

$$p_0 = p_1 + \frac{\varrho}{2}\left(v_{z1}^2 + v_{r1}^2\right) \quad . \quad . \quad 6)$$

Hier ist also die Konstante C für alle Stromlinien konstant gleich p_0.

Im Reaktionsstrahl wird in großer Entfernung vom Propeller die radiale Geschwindigkeitskomponente null. Der Druck wird dann an jeder Stelle p_0. Die axiale Geschwindigkeit sei dort v_{z2}. Damit folgt aus Gl. 5 für den Reaktionsstrahl

$$p_2 + \frac{\varrho}{2}\left(v_{z1}^2 + v_{r1}^2\right) = p_0 + \frac{\varrho}{2} v_{z2}^2 \quad 7)$$

Addiert man 6 und 7 und beachtet man die Gl. 1, so folgt

$$p_2 - p_1 = \frac{\varrho}{2} v_{z2}^2 = L \quad . \quad . \quad . \quad 8)$$

Die Differentialgleichungen 2 und 3 bilden drei Gleichungen mit den unabhängig Veränderlichen v_z v_r und p. Zusammen mit den Randbedingungen bestimmen sie die Strömung. Durch die Einführung der Stromfunktion können sie durch eine einzige Gleichung ersetzt werden. Die Stromfunktion wird definiert durch den Ansatz

$$\left.\begin{aligned} v_z r &= \frac{\partial \psi}{\partial r} \\ v_r r &= -\frac{\partial \psi}{\partial z} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \ldots \quad 9)$$

Es empfiehlt sich auch noch den Ringwirbel

$$w_t = \frac{\partial v_z}{\partial r} - \frac{\partial v_r}{\partial z} \quad \ldots \ldots \quad 10)$$

einzuführen, der sich unter Heranziehung der Gl. 9 in folgender Weise durch die Stromfunktion ausdrücken läßt

$$w_t = \frac{1}{r}\left(\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r}\right) \quad . \quad . \quad . \quad 10a)$$

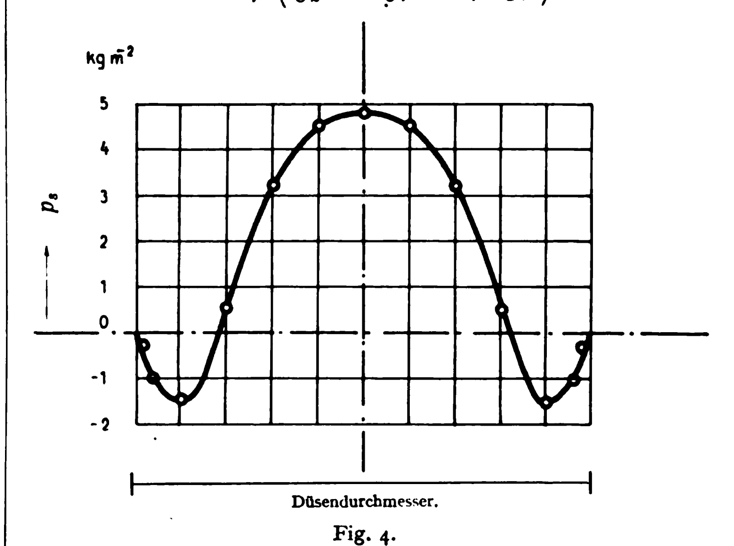


Fig. 4.

Um zur Differentialgleichung der Stromfunktion ψ zu gelangen, eliminiert man aus den beiden Gl. 2 zunächst den Druck p. Führt man dabei den Ringwirbel nach Gl. 10 ein, so ergibt sich die Gleichung

$$\frac{\partial}{\partial z}\left(v_z w_t\right) + \frac{\partial}{\partial r}\left(v_r w_t\right) = 0, \quad \ldots \ldots \quad 11)$$

die durch die Einführung der Stromfunktion nach Gl. 9 in

$$\frac{\partial \psi}{\partial r}\frac{\partial w_t}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z}\frac{\partial w_t}{\partial r} + \frac{1}{r} w_t \frac{\partial \psi}{\partial z} = 0 \quad \ldots \quad 11a)$$

oder in

$$\frac{\partial \psi}{\partial r}\frac{\partial^{w_t/r}}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z}\frac{\partial^{w_t/r}}{\partial r} = 0 \quad \ldots \quad 11b)$$

übergeht. Schreibt man zur Abkürzung

$$\frac{w_t}{r} = u \quad \ldots \quad 12)$$

so folgt

$$\frac{\partial \psi}{\partial r}\cdot\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z}\cdot\frac{\partial u}{\partial r} = 0 \quad \ldots \quad 11c)$$

Diese Gleichung läßt sich, wenn man u als bekannt annimmt, durch den Ansatz

$$\frac{dr}{\frac{\partial u}{\partial z}} = \frac{dz}{-\frac{\partial u}{\partial r}} = \frac{d\psi}{0} \quad \ldots \quad 13)$$

lösen.

Es wird

$$\psi = a \quad \ldots \quad 14)$$

und aus

$$\frac{\partial u}{\partial z} dz + \frac{\partial u}{\partial r} dr = 0 \quad \ldots \quad 15)$$

$$u = b \quad \ldots \quad 16)$$

d. h. u ist eine Funktion von ψ, also

$$u = F(\varphi) \quad \ldots \quad 17)$$

Damit ergibt sich aus Gl. 12 der Ringwirbel als Funktion der Stromfunktion

$$w_t = r F(\psi) \quad \ldots \quad 17a)$$

Diese Gleichung sagt aus, daß längs einer Stromlinie, also für ψ gleich einer Konstanten, die Wirbelstärke w_t proportional dem Abstand r von der Propellerachse ist (dieses Ergebnis kann aus den Helmholtzschen Wirbelsätzen auch unmittelbar abgelesen werden). Die Gleichsetzung der Gl. 10a und 17a liefert die gesuchte Differentialgleichung der Stromfunktion ψ

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r} = r^2 F(\psi) \quad \ldots \quad 17b)$$

Diese Gleichung enthält eine willkürliche Funktion F, deren physikalischer Sinn durch die folgende Betrachtung gewonnen wird. Nach Gl. 7 und 8 lautet die Bernoullische Gleichung für einen Stromfaden des Strahles

$$p + \frac{\varrho}{2}(v_z^2 + v_r^2) = p_0 + L \quad \ldots \quad 7a)$$

Die Größe L kann für jede Stromlinie einen anderen Wert annehmen, sie ist also eine Funktion von ψ. Durch die Differentiation von Gl. 7a nach r wird erhalten

$$\frac{\partial p}{\partial r} + \varrho v_z \frac{\partial v_z}{\partial r} + \varrho v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} = \frac{dL}{d\psi}\frac{\partial \psi}{\partial r} \quad \ldots \quad 18)$$

Zieht man davon die Eulersche Gleichung

$$\frac{\partial p}{\partial r} + \varrho v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} + \varrho v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} = 0 \quad \ldots \quad 2)$$

ab, so ergibt sich

$$\varrho v_z \left(\frac{\partial v_z}{\partial r} - \frac{\partial v_r}{\partial z}\right) = \frac{dL}{d\psi}\frac{\partial \psi}{\partial r} \quad \ldots \quad 19)$$

Beachtet man jetzt die Gl. 9, 10a und 11, so folgt

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r} = \frac{r^2\, dL}{\varrho\, d\psi} \quad \ldots \quad 17c)$$

Der Vergleich mit Gl. 17b zeigt, daß

$$F(\psi) = \frac{1}{\varrho}\cdot\frac{dL}{d\psi} \quad \ldots \quad 20)$$

ist.

Es sei nun r_0 der Radius des Propellerkreises und das Verhältnis des Abstandes eines Punktes im Propellerblatt zu r_0, also $\frac{r_1}{r_0}$, möge mit x bezeichnet werden. Die Arbeit L, die im Propeller auf die Raumeinheit der Luft übertragen wird, sei als Funktion von x bekannt; dann wird

$$F(\psi) = \frac{L'}{\varrho}\frac{dx}{d\psi} \quad \ldots \quad 20a)$$

Nun ist nach 11:

$$r v_z = \frac{\partial \psi}{\partial r} \quad \ldots \quad 11)$$

also

$$x v_{z1} = \frac{1}{r_0^2}\cdot\frac{d\psi}{dx} \quad \ldots \quad 21)$$

oder

$$\frac{dx}{d\psi} = \frac{1}{v_0^2\, x\, v_{z1}} \quad \ldots \quad 21a)$$

Wenn also die Arbeit L und die Geschwindigkeit v_{z1}, mit der die Luft die Propellerebene axial durchströmt, bekannt sind, läßt sich daraus die Funktion F ableiten.

Im Ansaugeraum ist $L = 0$, die Strömung ist wirbelfrei. Dort lautet dann die Differentialgleichung für die Strömungsfunktion

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial \psi}{\partial r} = 0 \quad \ldots \quad 22)$$

Um also die Strömung in der Umgebung der Schraube zu erhalten, ist die Strömungsfunktion so zu bestimmen, daß sie im Ansaugeraum die Gl. 22 und im Strahl die Gl. 17b erfüllt. Beide Räume sind durch eine Stromlinie getrennt, an der zwar ein Geschwindigkeitssprung eintreten kann, aber der Druck für beide Räume derselbe werden muß. Diese Gleichheit muß auch am Rande des Propellers bei $x = 1$ bestehen. Um hier Unstetigkeiten zu vermeiden, muß man den Propeller mit einem Kranz versehen.

Im Ansaugeraum ist für große Entfernung vom Propeller

$$\psi = C\left(1 - \frac{z}{\sqrt{r^2 + z^2}}\right) \quad \ldots \quad 23)$$

wobei sich die Konstante aus der Gleichung

$$C\int_0^{\pi}(1 - \cos\alpha)\, d\alpha = \int_0^1 v_{z1}\, dx \quad \ldots \quad 24)$$

ergibt. Bei der Frage nach den zulässigen und notwendigen Randbedingungen ist die unbekannte Grenze zwischen dem wirbelfreien und dem mit Wirbeln behafteten Bereich von geringerer Bedeutung. Man kann sich an ihrer Stelle zunächst eine starre Wand denken. Im Ansaugeraum ist der Wert der Strömungsfunktion ψ dann an der ganzen Begrenzung gegeben. Dadurch ist ψ im Ansaugeraum eindeutig bestimmt. Betrachtet man nun den Reaktionsstrahl, so folgt aus physikalischen Überlegungen, daß in großer Entfernung vom Propeller die Strömung parallel zur Achse verläuft. Dort ist also $\frac{\partial \psi}{\partial z} = 0$, und die Differentialgleichung 17b geht in die totale über

$$\frac{d^2 \psi}{dr^2} - \frac{1}{r}\frac{d\psi}{dr} = r^2 F(\psi) \quad \ldots \quad 17c)$$

oder in

$$\frac{d}{dr}\left(\frac{1}{r}\frac{d\psi}{dr}\right) = r F(\psi) \quad \ldots \quad 17d)$$

Hieraus ergibt sich der Wert für ψ am Ende des Strahles durch zweimalige Integration. Die zwei Integrationskonstanten sind dadurch bestimmt, daß die Werte von ψ in der Achse und an der Begrenzung gleich den Werten an den entsprechenden Stellen in der Propellerebene sind. Es ist nun zu beachten, daß durch die Lösung von ψ im Ansaugeraum für die Propellerebene $\frac{\partial \psi}{\partial z}$, also die Radialgeschwindigkeit v_r gegeben ist. Da ja v_z in der Propellerebene angenommen wurde, ist die absolute Eintrittsgeschwindigkeit der Luft in den Strahlraum bekannt. Im allgemeinen wird nun die Geschwindigkeit am äußeren Rande des Propellers nicht in die Tangente des

ja zunächst willkürlich angenommenen trichterförmigen Druckrohres fallen. Es wird ein Ablösen und eine sogenannte freie Oberfläche am Trichter entstehen. Läßt man nun den Trichter weg, so kann jene Strömung wegen des verschiedenen Druckes an der Grenze nicht bestehen, sondern ist so zu verschieben, daß die beide Räume trennende Stromlinie für beide Seiten denselben Druck ergibt. (Fortsetzung folgt.)

Gleitflugzeugbau.

Von **Heinrich Tams.**

Was mir am Fliegen und beim Studium des Vogelfluges besonders gefiel, war der sanfte Schwebeflug, und insbesondere dieser Umstand war es, welcher meine Aufmerksamkeit auf den Gleitflug lenkte. Im Jahre 1911 konstruierte ich im nördlichen Schleswig-Holstein meinen ersten Gleitflieger mit

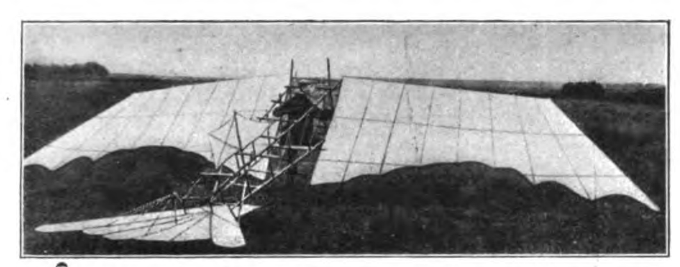


Fig. 1. Erster Eindecker.

»möven«-ähnlichen Tragflächen. Die damit angestellten Versuche ergaben zwar keinen Fortschritt gegenüber Lilienthal, erregten aber trotzdem in der Provinz großes Interesse, da sie für Zeit und Gegend neu waren. Sämtliche Flächen des Eindeckers, dessen Gewicht bei 15 qm Flächenausdehnung 30 kg betrug, waren vollkommen verstellbar. Ich gewann aber bald



Fig. 2. Zweiter Eindecker.

die Überzeugung, daß das Ideal eines Gleitfliegers in möglichst leichter Bauart, welche zugleich unzerbrechlich stabil und im Nu auseinandernehmbar sein muß, zu suchen ist. Der aus Bambus hergestellte kastenförmige Rumpf erwies sich zwar sehr widerstandsfähig, aber er gestattete vom Sitze aus keine genügende Bewegungsfreiheit (Fig. 3). Dieser Umstand verur-

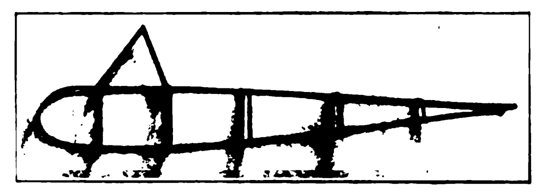


Fig. 3. Rumpf.

sachte nach mehrmonatlichen Übungen, als Versuche bei ziemlich böigem Winde unternommen wurden, einen heftigen Sturz, bei welchem der Apparat fast völlig zertrümmert wurde. Die nächsten Gleitflieger waren ebenfalls Eindecker, deren Konstruktion jedoch die gewonnenen Erfahrungen zugrunde gelegt waren. (Fig. 1, erster Eindecker, Fig 2, zweiter Eindecker.)

Zunächst mußte für ein widerstandsfähigeres, aber auch leichtes Fahrgestell gesorgt werden. Die Wahl fiel hierbei auf verhältnismäßig starke Streben, in welche zur Verringerung des Gewichts in geeigneten und regelmäßigen Abständen Löcher hineingebohrt wurden. Ein weiterer konstruktiver Fortschritt war die neugewählte Verspannung ohne Spannschrauben, ermöglicht durch einen oberhalb der Flächen freihängend und unterhalb der Flächen freistehend im Spannbock *b* angebrachten Gewindebolzen *a*, an welchen die gegenüber liegenden, gleich langen Spanndrähte *n* mittels einfacher Schraubenmuttern *p* gehalten und jederzeit durch einfaches Nachschrauben der Muttern straff gehalten werden konnten. (Fig. 4.) Abgesehen davon, daß durch das Fehlen der üblichen, zahlreich benötigten Spannschrauben eine erhebliche Gewichtsverminderung erzielt war, hat sich diese Verspannung gut bewährt. Um eine größere Tragfläche und zugleich eine bessere Stabilität zu gewinnen, ging ich später zur Konstruktion eines Doppeldeckers über, welcher meinen Erwartungen ganz entsprochen hat. Der mit beigegebener Photographie veranschaulichte Doppel-

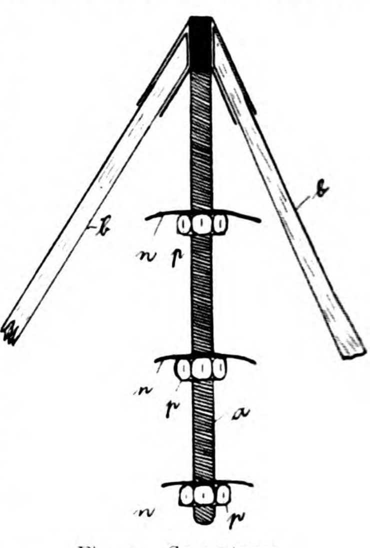


Fig. 4. Spannturm.

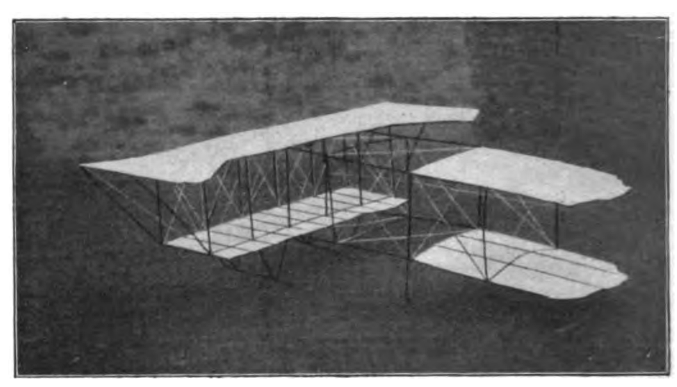


Fig. 5. Doppeldecker.

decker (Fig. 5) absolvierte, bei einer Abflughöhe von 15 bis 20 m und ungefährer Windstärke 4, Flüge bis zu 100 m. Ganz aus Bambus- bzw. Tonkingrohr hergestellt, zeigte er sich bei unsanften Landungen ziemlich unempfindlich, weshalb ich Bambus für Gleitflugzeuge sehr empfehlen kann. Bemerkenswert waren die Verbindungen der Streben, die ich vorher in ähnlicher Weise an Modellen praktisch erprobt habe.

Das geschah mittels verzinkten Eisendrahtes, welcher durch die hohlen Tonkingstäbe, nachdem die Knoten derselben mittels glühenden Metallstabes durchbohrt waren, hindurchgeführt wurde und dessen Enden dann einfach um die zu verbindenden Streben geschlungen und fest zusammengedreht wurden. Diese Verbindung erwies sich als sehr haltbar, so daß ich deren Anwendungsmöglichkeit in beschränktem Umfange selbst an leichten Motorfliegern nicht für ausgeschlossen halte. (Fig. 6.)

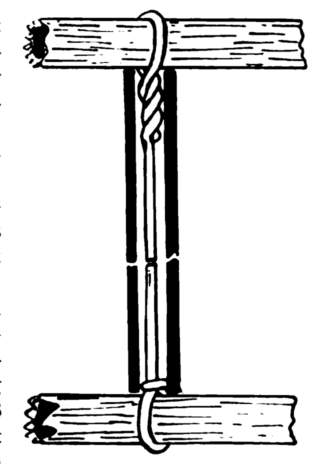


Fig. 6. Bambus-Verbindung.

Für die Verbindungen von Holzstreben behielt ich einfache, mittels Holzschrauben befestigte Blechstücke früherer Apparate bei. (Fig. 7.)

Die wiedergegebenen Konstruktionsskizzen (Fig. 8) eines Doppeldeckers zeigen gegenüber den bereits besprochenen wesentliche Abweichungen, welche in dem Bestreben einer weiteren Vereinfachung und einheitlicher Linienführung gipfeln. Die Spannweite beträgt 6 und die Länge 4 m, wobei die Größe der Steuerflächen verhältnismäßig stark in Erscheinung tritt.

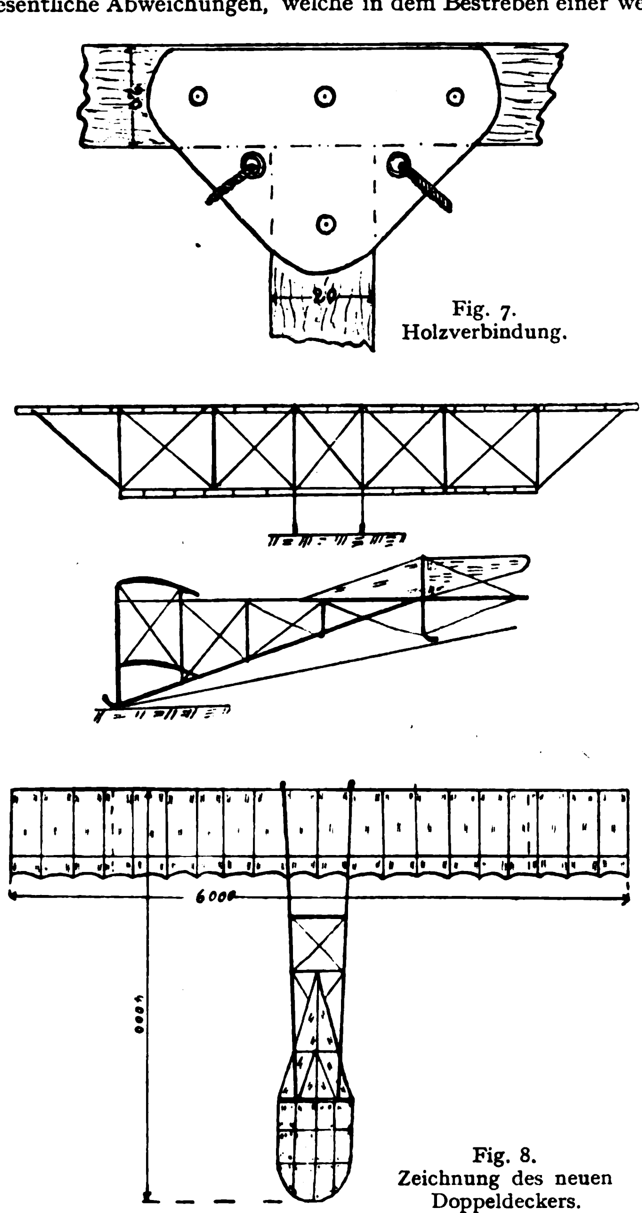


Fig. 7. Holzverbindung.

Fig. 8. Zeichnung des neuen Doppeldeckers.

Letztere habe ich den kleinen Ausführungen deswegen vorgezogen, um selbst bei geringen Steuerbetätigungen eine Wirkung zu erzielen und weil die beim Gleitflug erreichte Geschwindigkeit, die gegenüber dem Motorflug allgemein erheblich geringer ist, solche in vielen Fällen bedingt.

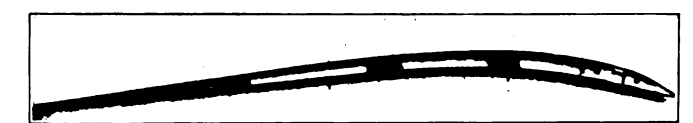


Fig. 9. Spiere der Tragflächen.

Alles in allem kann man beim Gleitflugzeugbau manches lernen, was sich unter Berücksichtigung der veränderten Größenverhältnisse auch im Motorflugwesen praktisch verwerten läßt. Der Sport selbst ist an sich eine gesunde körperliche Betätigung und bietet einen Vorgeschmack des natürlichen Schwebefluges, demgegenüber die mit demselben verknüpften Strapazen und Gefahren unbedingt in den Hintergrund treten. Ohne Zweifel ist der Gleitflugzeugsport berufen, zur endgültigen Lösung des Flugproblems einst wesentlich beizutragen.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. L. 42069. Verspannungsöse für Bleche. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. A 16. 5. 14. E 25. 1. 16.

77h. W. 45121. Zum Abwerfen mehrerer Bomben bestimmte Bombenwurfeinrichtung für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. A 11. 10. 12. E 25. 1. 16.

77h. St. 20199. Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben. Dr. Bruno Stange, Thorn, Schulstr. 7. A 4. 12. 14. E 2. 2. 16.

77h. A. 26211. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge mit in den wasserdichten Abteilungen eingelegten Luft- oder Gassäcken. Albatroswerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 1. 7. 14. E 6. 2. 16.

77h. D. 28534. Fahrgestell für Flugzeuge. Max Deuschle, Stuttgart, Löwentorstr. 43. A 13. 3. 13. E 9. 2. 16.

77h. G. 38948. Mit Dämpfungsflächen versehenes Wasserflugzeug. Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel. A 24. 4. 13. E 9. 2. 16.

77h. R. 33433. Antriebsvorrichtung für Luftfahrzeuge mit mehreren Motoren und mehreren Propellern. Gaston Rose, Paris. A 20. 6. 11. E 9. 2. 16.

77h. R. 39370. Langgestreckte Tragfläche für Flugzeuge von trapezförmigem Grundriß. R. H. Wilh. Rump, Hamburg, Lortzingstr. 14. A 1. 12. 13. E 9. 2. 16.

Die Bedeutung der vertikalen Luftbewegungen für die Luftfahrt.

Von Dr. Paul Ludewig.

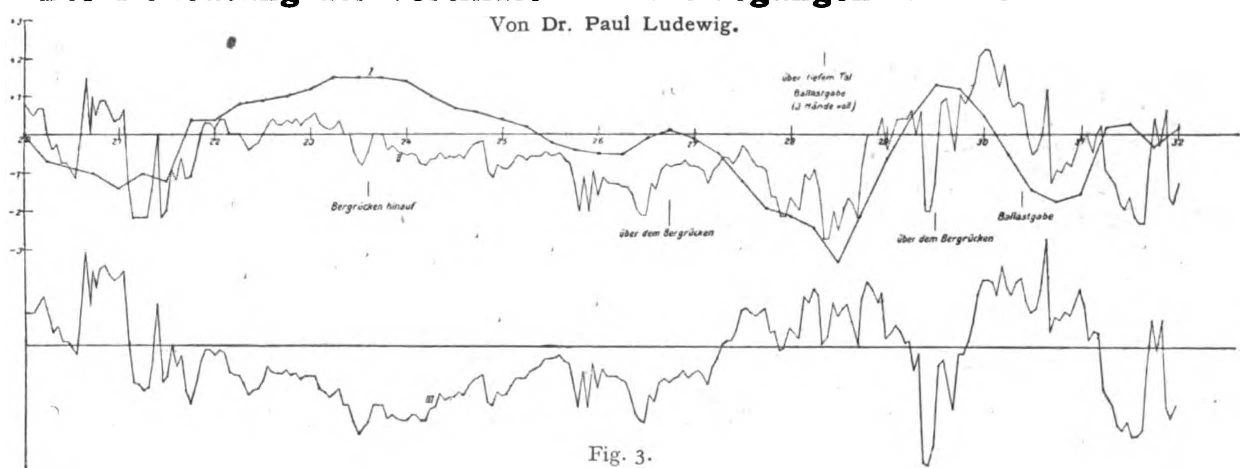


Fig. 3.

Zu dem Schluß dieses Aufsatzes (Heft 19/20) bringen wir noch das vorstehende Diagramm über die Versuchsfahrt am 18. II. zu dem Texte auf S. 144, Spalte 2.

77h. Sch. 47525. Flugzeugrumpf mit in den Seitenwänden befindlichen Beobachtungsöffnungen. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 7. 7. 14. E 9. 2. 16.

37f. B. 76818. Vorrichtung zum Verholen von Toren an Luftschiffhallen durch Handwinden. Ballonhallenbau (Artur Müller), G. m. b. H., Berlin-Johannistal. A 17. 4. 14. E 6. 2. 16.

46a. B. 76018. Langhubige Verbrennungskraftmaschine mit sich drehendem Zylinder. Wilhelm Albert Carl Blankenburg, Amsterdam. A 17. 2. 14. England A 17. 2. 13. E 2. 2. 16.

Patenterteilungen.

77h. 289337. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit zwei senkrecht zueinander stehenden Flächen. Merrill Elbridge Clark, New York, V. St. A. 8. 3. 13. C. 23017.

77h. 289363. Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben. Gust. Mees, Charlottenburg, Schlüterstr. 81. 2. 2. 10. M. 40281.

77h. 289373. Bootsrumpf für Wasserflugzeuge in Fischform mit Flachboden und flachen Seitenwänden. John Dale Cooper, Bridgeport, V. St. A. 1. 4. 14. C. 24784. V. St. A.

77h. 289630. Flugzeug, dessen seitliche, um in der Flugrichtung liegende Achsen schwingbare Stabilisierungsflächen durch ein Pendel verstellt werden. Ernst Lindner, Gera-Reuß, Spörlstraße 5. 3. 12. 11. L. 33479.

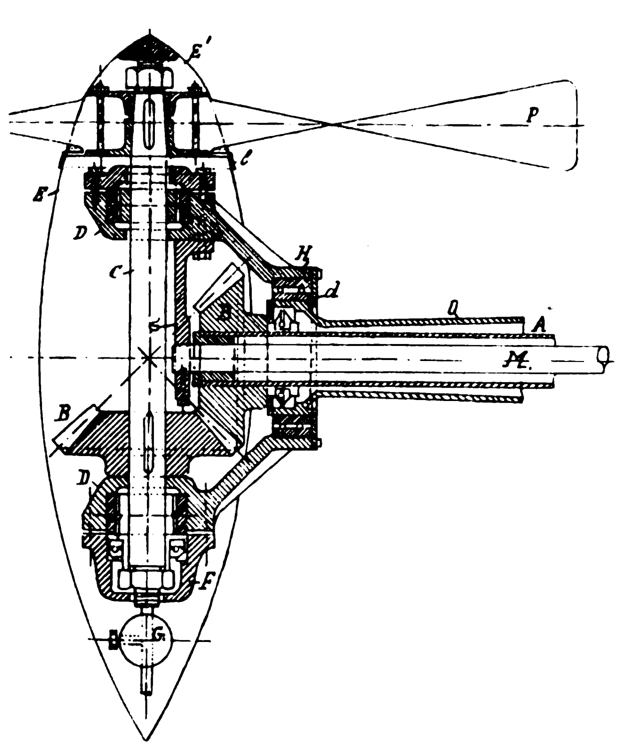
46a. 289464. Aus mehreren Zylinderreihen bestehende Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Siemens & Halske, Akt.-Ges., Siemensstadt bei Berlin. 21. 12. 13. S. 40923.

46b. 289465. Steuerung für Viertakt-Explosionsmotoren mit radial angeordneten Zylindern. Silvio Ubertalli und Giovanni Ladetto, Turin. 19. 11. 11. U. 4633.

46b. 289514. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern und gemeinsamem Ein- und Auslaßventil und Luftfangtrichter. Bernhard Meyer, Leipzig, Königstr. 5/7, und Selma Kruk, geb. Berger, Leipzig-Leutzsch, Barneckerstr. 1. 26. 8. 13. K. 55941.

Auszüge aus den Patentschriften.

277318. Luftschraubenanordnung für Luftfahrzeuge Alfred Chiodera in Zürich. — Ein hohler Arm *O*, welcher an dem Rahmen oder einem sonstigen starren Teil des Luftfahrzeuges befestigt ist, trägt unter Einschaltung eines Kugellagers in seinem Innern eine hohle Welle *A* zweckmäßig aus Stahl. Auf dem Ende der Hohlwelle *A* sitzt ein kegelförmiges Zahnrad *B*, welches in ein



Zu Nr. 277 318.

zweites Kegelrad *B* eingreift; letzteres ist auf einer zu der Hohlwelle *A* senkrechten Welle *C* aufgekeilt, die an ihrem freien Ende die Luftschraube *P* trägt. Die Propellerwelle *C* läuft in zwei Kugellagern *D* und legt sich mit ihrem der Luftschraube entgegengesetzten Ende gegen ein Spurlager *F*.

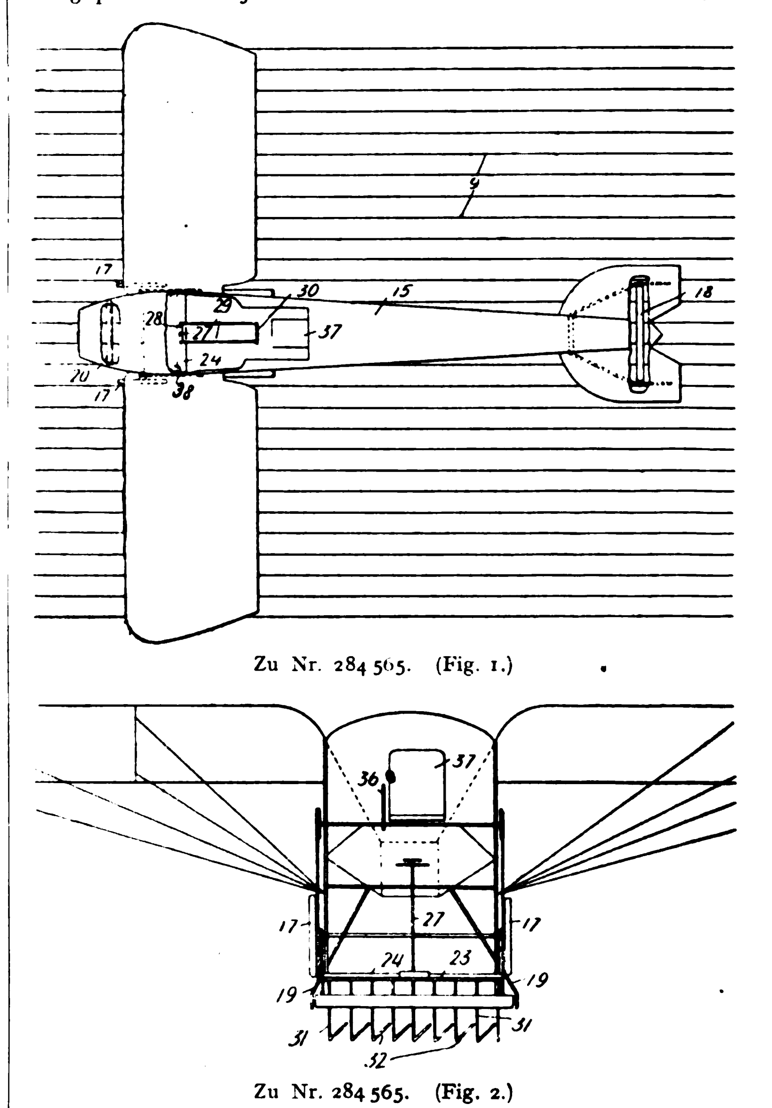
Auf einer Verlängerung der Propellerwelle, welch erstere sich an das der Luftschraube entgegengesetzte Wellenende anschließt, sitzt ein in der Längsrichtung der Welle einstellbares Gewicht *G*, um bei Einstellung der Propellerwelle *C* um die Mittellinie der Hohlwelle *A* einen Gewichtsausgleich zu schaffen.

Die Gehäuse der beiden Kugellager *D* der Propellerwelle *C* werden von zwei Armen getragen, welche sich zu einem Ring *H* vereinigen; zweckmäßig bilden die beiden Kugellagergehäuse, die Arme und das Ringstück *H* ein einziges Gußstück, welches unter Zwischenschaltung eines Kugellagers auf dem Ende des hohlen Tragarmes *O* drehbar gelagert ist; gegen Axialverschiebung ist dieses drehbare Gußstück durch eine Scheibe *d* gesichert.

Innerhalb der hohlen Welle *A* befindet sich eine Hohl- oder Vollwelle *M*, auf deren freiem Ende ein Verbindungsglied *S* aufgekeilt ist. Letzteres ist an dem aus den beiden Kugellagergehäusen *D* und dem Ringstück *H* bestehenden Gußkörper befestigt. Durch eine durch die Welle *M* eingeleitete Drehbewegung erfährt der Gußkörper *D*, *H* und daher die in letzterem gelagerte Propellerwelle *C* mit der Luftschraube *P* eine Einstellung um die Mittellinie der Welle *M*.

Von dem Betrag der Drehbewegung der Welle *M* hängt es ab, in welchem Maße eine Verstellung der Propellerwelle *C* aus der Ausgangslage in eine andere Stellung erfolgt. Ist die Ausgangslage z. B. die horizontale, wobei die Luftschraube als reiner Antriebspropeller wirkt, so kann durch Einstellung der Propellerwelle der Luftschraube allmählich die Wirkung einer Hubschraube gegeben werden. Bei Einstellung um 90° wirkt der Propeller als reine Hubschraube.

284565. Vorrichtung zum Verankern von Flugzeugen auf einer aus gespannten Drähten bestehenden Landungsplattform. James Townsend Amiss in New York. Auf



Zu Nr. 284 565. (Fig. 1.)

Zu Nr. 284 565. (Fig. 2.)

der durch Drähte 9 gebildeten Plattform (s. Fig. 1, 2 u. 3) ruht eine Flugmaschine 15 mit den üblichen Schwanzstützen 16 am Hinterende der Maschine und mit Rädern 17 am Vorderende derselben. Die Schwanzstützen 16 an dem hinteren Ende sind mit einer quer zur Längsrichtung der Maschine angeordneten Walze 18 versehen.

Am Vorderende der Maschine sind Stützen 19 angebracht und zwischen den Unterenden derselben eine ähnliche Walze 20 parallel zu der Walze 18 angeordnet. Zwischen den Walzen 18 und 20 ist eine weitere Walze 38 vorgesehen, die von den Stützen 22 getragen wird. Die Stützen 19 sind außerdem noch durch die Steifen 21 verstärkt. Die Walzen 18, 20 und 38 bilden die Teile der Flugmaschine, welche die Drähte 9 der Landungsplattform berühren, und wodurch die Flugmaschine auf der Plattform getragen wird. Die Stützen 22, die die Räder 17 tragen, sind mit einem Querstück 23 versehen, an dem ein Gehäuse 24 für ein Zahngetriebe befestigt ist. Das Gehäuse 24 erstreckt sich quer zu der Längsachse der Flugmaschine und dient zur Aufnahme einer Anzahl von ineinandergreifenden Zahnrädern 25, die auf beiden Seiten des Mittelpunktes des Gehäuses angeordnet und mit einem mittleren Zahnrad 26 im Eingriff sind. Letzteres sitzt auf einer Welle 27, die sich von dem Gehäuse 24 aus nach oben und unten erstreckt. Am oberen Ende ist ein Querhaupt 28 aufgekeilt, an dessen Enden Stangen 29 angelenkt sind. Die anderen Enden dieser Stangen 29 sind mit einem Pedal 30 verbunden. Auf diese Weise kann das mittlere Zahnrad 26 und dadurch können wieder die damit im Eingriff befindlichen Zahnräder 25 zu beiden Seiten des mittleren Rades 26 gedreht werden. Jedes zweite der Räder 25 ist auf einer Achse 31 angeordnet, die nach unten sich unter das Gehäuse 24 ebensoweit wie die Welle 27 erstreckt. Diese nach unten vorstehenden Enden der Achse 31 und der Welle 27 sind in Form eines Hakens 32 umgebogen.

Wenn die Maschine landet oder klar zum Aufsteigen ist, so werden die hakenförmigen Enden 32 der Achsen 31 und der Welle 27 nämlich parallel zu den Längsdrähten 9 der Landungsplattform gestellt. Wenn die Maschine auf der Plattform aufruht, werden die Achsen 31 und die Welle 27 so gedreht, daß die hakenförmigen Enden 32 quer zu der Längsrichtung der Drähte 9 stehen und dadurch die Maschine auf der Plattform verankert, d. h. ein Aufsteigen derselben von der Plattform verhindert wird, da in diesem Falle die hakenförmigen Enden 32 unter die Drähte 9 der Plattform greifen.

Um ein Landen der Flugmaschine auf der mit den Längsdrähten versehenen Plattform zu gestatten und dabei ein Unklarkommen der Räder 17 zu verhindern, sind die Räder umlegbar angeordnet, indem die Stäbe 33 angelenkt und mit einem Querarm 34 versehen sind, der durch ein Paar Stangen mit einem Handhebel 36 neben dem Sitz 37 des Fliegers verbunden ist. Auf diese Weise können die Räder 17 von hier aus in die in Fig. 2 dargestellte Stellung gebracht werden, wenn die Flugmaschine auf einer aus Drähten bestehenden Plattform landen soll. Beim Landen der Maschine auf dem Boden bleiben die Räder in der Stellung, wie sie in punktierten Linien in derselben Figur angedeutet ist.

283478. Flugzeug mit einem aufrichtbaren Hilfspropeller. Theophil Häner in Zürich. — Der Hilfspropeller wird beim Aufrichten in senkrechte Stellung seiner Welle mit der Welle des Vortriebspropellers gekuppelt und soll diesen auch nach dem Versagen des Motors antreiben, da der Hilfspropeller durch das Fallen des Flugzeuges in Umdrehung versetzt wird.

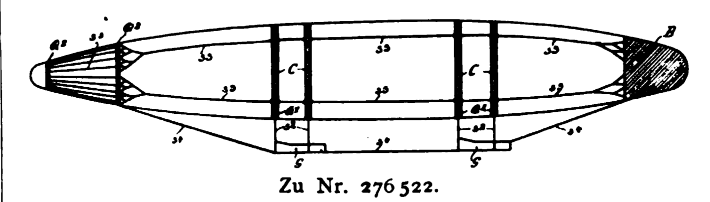
283798. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, bei welcher die Stabilisierungsflächen durch Schließung eines elektrischen Stromkreises verstellt, jedoch vor Rückkehr des Flugzeuges in seine Mittellage zwecks Verhinderung des Übersteuerns wieder wirkungslos werden. Newton Booth Converse in Fresno, V. St. A. — Das Neue und Wesentliche der Erfindung liegt darin, daß ein den Stromschluß in Verbindung mit einer Quecksilberwage bewirkende Kontaktstift vom Quecksilber entfernt wird, sobald die Stabilisierungsmittel zur Stabilisierung verstellt werden, und der Quecksilberwage wieder genähert wird, sobald die Stabilisierungsmittel in ihre Mittellage zurückkehren.

Gemäß der Erfindung wird zu diesem Zwecke der Kontaktstift von einer Kurvenscheibe verschoben, die auf der die Stabilisierungsseile verstellenden Welle sitzt. Durch Änderung der Form der Kurvenscheibe ist man in der Lage, die Bewegung des Kontaktstiftes gegenüber der Bewegung der Hilfsflächen in weiten Grenzen zu regeln.

284990. Ballastgewinner. Dipl.-Ing. Hans Zimmermann in Charlottenburg. Zus. z. Pat. 284875. — Die Lamellen des Ballastgewinners werden ohne alle besonderen Hilfsmittel zusammengesetzt, dadurch, daß das Lamellenblech über etwa die Hälfte seines Randes mit einem Falz versehen wird, in welchen der gerade Rand der benachbarten Lamelle eingreift.

276522. Gerippeluftschiff. Dipl.-Ing. Johann Schütte in Danzig-Langfuhr. Zusatz zum Patent 258741. — Die Erfindung betrifft eine Weiterausbildung eines Gerippeluftschiffes nach Pat. 258741, bei dem die Einzelteile des Gerippesystems durch Spitzenkappen o. dgl. und einen mittleren Sattel aus starkem Stoff zusammengehalten und in ihren Verbänden verstärkt sind, und bei dem ferner die Gondeln sowohl an dem Gerippe, als auch an dem Sattel und den Spitzenkappen in der Querrichtung beweglich aufgehängt sind.

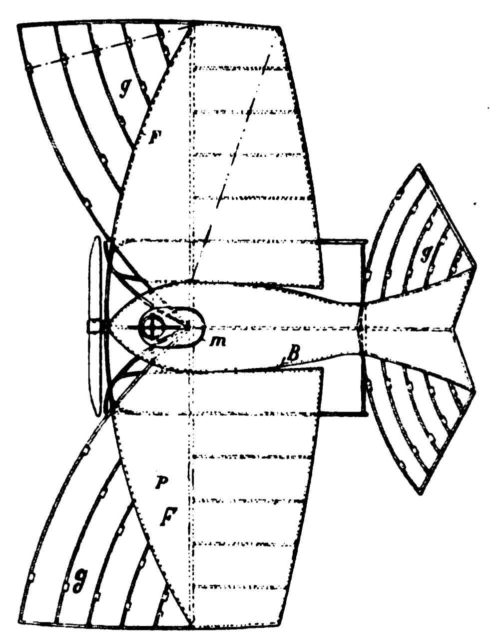
Es wird dadurch bei wesentlicher Gewichtsersparnis annähernd dieselbe Wirkung erreicht wie durch die im Hauptpatent vorgesehene Einrichtung.



Zu Nr. 276522.

Die Gondeln G sind in derselben Weise wie beim Hauptpatent in der Querrichtung beweglich aufgehängt. Die Seile s^2 führen dabei nicht, wie beim Hauptpatent, an einen Sattel, sondern an Gurte oder Stahlstroppen C, die über entsprechend verstärkte Querringe Q^1 des Gerippes gelegt und gegen Abrutschen durch geeignete Befestigungen gesichert sind. Die hintere Spitzenkappe kann fortgelassen bzw. durch eine besondere Stahldrahtverspannung s^5 zwischen den beiden letzten Querringen Q^2 ersetzt werden. Die Gurte C bzw. die Gondeln G sind untereinander und mit der vorderen Spitzenkappe B sowie mit dem vorderen Ringe Q^2 der hinteren Verspannung durch Seile s^3, s^4 verbunden.

277104. Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen. Edward E. Dulier in Brüssel. — Die Steuerflächen g sind an den Vorderkanten F der Trag- und der



Zu Nr. 277104.

Schwanzflächen angeordnet und steigen steil gegen die Flugrichtung an. Sie bestehen aus einzelnen quer zur Flugrichtung liegenden, gewöhnlich in der Flugrichtung offen gehaltenen Jalousieflächen (g), die nicht nur über Kreuz, sondern auch an allen vier Stellen gleichzeitig oder auch nur am Schwanz E geschlossen werden können.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Der Wall von Eisen und Feuer. Ein Jahr an der Westfront von Prof. Dr. Georg Wegener, Kriegsberichterstatter im Großen Hauptquartier. Leipzig 1915, Verlag F. A. Brockhaus. Gr.-Okt., 416 S. Preis geh. M. 8, geb. M. 10. Kleine Ausgabe, 190 S., geh. M. 1.

Der bekannte Geograph und Forschungsreisende, Berater und Begleiter des Kronprinzen auf seiner Indienfahrt, seit Beginn des Krieges Berichterstatter im Hauptquartier des Westens, entwirft in diesem Buche ein großzügiges Bild der welterschütternden Ereignisse, die Deutschlands und Europas Zukunft auf lange hinaus bestimmen werden. Aus dem Vergänglichen der Tageseindrücke formte sich ein Werk von dauerndem Wert, ein Denkbuch deutschen Heldentums. Von den Hauptschlachten und Orten des Stellungskrieges von der belgischen Küste bis zu den Vogesen reicht die Front des Wegenerschen Buches, und von den ersten Tagen des Ausmarsches unseres Heeres führt es uns durch das erste Kriegsjahr, durch alle Phasen des ungeheuren Kampfes, der noch immer tobt. Von Lorettohöhe und Ypern, Souchez und Antwerpen, Cham-

pagne, Vogesen und Argonnen werden in Wegeners Buch scharf umrissene Bilder geschildert. Das letzte Kapitel ist geschrieben unter dem Eindruck der letzten großen Offensive der Franzosen. Das letzte Bild ist eine Aufnahme des französischen Lenkballons »Alsace«, der eine Beute unserer Artillerie geworden. Sonst ist für Luftfahrer noch besonders interessant der Abschnitt »Im Flugzeug zwischen Maas und Mosel« und die Beschreibung des »kleinen Krupp«, einer Reparaturwerkstätte in einem Etappenort. Dieses Buch wird eine der literarisch wertvollsten Erinnerungen an den größten aller Kriege sein. — Die kleine Ausgabe enthält 36 fesselnde Skizzen mit zahlreichen photographischen Illustrationen. Auch diese Ausgabe gibt ein lebendiges Bild des Krieges und seiner mannigfachen Wirkungen. Dr. E/S.

Uhlands Ingenieur-Kalender 1916, 42. Jahrgang. Bearbeitet von F. Wilcke, Ingenieur in Leipzig. Leipzig, Alfred Kröner. In zwei Teilen: I. Taschenbuch, IV und 220 S.; II. Für den Konstruktionstisch, IV und 476 S. Preis in Leinenband M. 3, in Lederband M. 4.

Der neue Jahrgang dieses reichhaltigen Ingenieur-Kalenders weist wiederum mancherlei Ergänzungen und Verbesserungen auf. Dr. E.

Der Luftkrieg 1914/15. Mit Genehmigung des Kgl. Preuß. Kriegsministeriums und des Kaiserl. Reichsmarineamts, dargestellt von einem Flugtechniker. Verlag Hesse & Becker, Leipzig. Kl.-8°, 298 S. mit 4 großen Tafeln in Kupfertiefdruck und Textabbildungen. Preis geh. M. 2,50, geb. M. 3.

Von diesem Buch, das wohl mit Recht als das beste Werk über den Luftkrieg gilt, erscheint jetzt bereits die zweite Auflage. Die ersten Kapitel des Buches geben eine Geschichte der Luftfahrt in ihrer Anwendung für Kriegszwecke, die weiteren Kapitel eine Übersicht über den Stand der Luftfahrt in den verschiedenen Ländern bei Beginn des Krieges. Ferner werden behandelt die Anwendung der Luftfahrzeuge und ihre Ausrüstung mit Waffen, schließlich auch die Mittel zur Bekämpfung der Luftschiffe und Flugzeuge. Sehr viele, namentlich ausländische Luftschiff- und Flugzeugtypen sind in guten Abbildungen im Kupfertiefdruck nach Photographien dargestellt. In Berichten und Briefen von Fliegern und anderen Kriegsteilnehmern werden Erkundigungsflüge und Angriffe von Luftschiffen und Flugzeugen, sowie auch Kämpfen derselben untereinander sehr anschaulich geschildert. Neben dem Inhalt ist auch die vorzügliche Ausstattung des Buches zu loben. Textabbildungen, sowie auf den Inhalt der einzelnen Kapitel bezugnehmende Silhouetten leiten die einzelnen Kapitel ein. Das Buch ist gemeinverständlich geschrieben und eignet sich auch besonders für Geschenkzwecke. H. B.

»Motor«. Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W. 35. Dezemberheft M. 1. Besonders beachtenswert ist der Aufsatz: **»Der Unterseebootkrieg in den Dardanellen«.** Der Aufsatz »England als Scheininsel« schildert die Wirkung der Zeppelinangriffe auf London. Dieser Aufsatz enthält interessante Aufnahmen, wie die photographische Nachtaufnahme eines Zeppelins über London. Ebenso der Aufsatz über den Luft-Seekrieg an der Adria mit einer wunderbaren Aufnahme Venedigs vom Flugzeug aus und einer Aufnahme eines über den Wolken fliegenden Doppeldeckers von einem anderen Flugzeug aus. Der Obermaschinist eines Zeppelinluftschiffes, der schon an vielen Zeppelin-Kriegsfahrten teilgenommen hat, entwirft in einer Studie, die sich »Eine empfindsame Zeppelinfahrt« betitelt, Stimmungsbilder, und ein militärischer Fachmann bringt einen interessanten Aufsatz über »Geschwaderflüge«. Ein anderer Flieger schreibt über »Seltsame Fliegerlandungen«. A. V.

Jubiläumsschrift zum 25jährigen Bestehen der Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim.

Die Luftbuben. Verse aus der Luft gegriffen von Curt von Frankenberg. Mit vielen Bildern, gezeichnet von Robert L. Leonhard, Berlin. Verlag »Luftfahrerdank«, G. m. b. H., Joachimsthalerstr. 1, »Luftfahrthaus«.

Der in Luftfahrerkreisen wohlbekannte Major Curt v. Frankenberg (Orientierungssystem für Luftfahrer) erscheint uns diesmal mit einem Werk der heiteren Muse. Der Verfasser hat die Max- und Moritz-Streiche zweier Bengel, die auch durch die Lüfte fahren, in Versen geschildert. Die Zeichnungen zu den Versen hat der bekannte Maler Leonhard der »Lustigen Blätter« geliefert.

Handbuch der physikalisch-chemischen Technik für Forscher und Techniker von Prof. Dr. Kurt Arndt, Privatdozent an der Kgl. Techn. Hochschule zu Berlin. Verlag Ferdinand Enke in Stuttgart. Gr.-8°. 830 S. mit 644 Textabbildungen. Preis M. 28.

Das Morse-Alphabet. Von Gustav Hochstetter. Verlag Julius Springer, Berlin 1915. Kl.-8°, 78 S. Preis geb. M. 1,20. Dieses Buch ist für Flugzeugbeobachter sehr geeignet. V.

Die amerikanische Waffen- und Munitionslieferung an Deutschlands Gegner. Von Dr. Hans Wehberg (Heft Nr. 11 der »Kriegshefte aus dem Industriebezirk«). Verlag G. D. Baedeker, Essen 1915. Oktav, 32 S. Preis 50 Pf.

Seydels Führer durch die technische Literatur. Verlag Polytechnische Buchhandlung A. Seydel, Berlin SW. 11, Königgrätzerstraße 31.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — **Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4**, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Beförderungen und Auszeichnungen: In Folgendem bringen wir uns verspätet bekannt gewordene Beförderungen und Auszeichnungen unserer Mitglieder ergebenst zur Kenntnis:

Unser Vorstandsmitglied, Seine Exzellenz Merten-Pascha, ist als Admiral dem Hauptquartier des General-Gouverneurs der Dardanellen beigegeben.

Dr. W. von Oechelhäuser, Dessau, wurde als Major d. L. dem Gouvernement in Warschau zugeteilt.

Das Eiserne Kreuz I. Klasse wurde verliehen:

Seiner Exzellenz Graf Ferdinand Zeppelin, General der Kavallerie z. D., Dr. Dr.-Ing., Friedrichshafen, dessen Auszeichnung durch Verleihung der Schwerter zum Großkreuz des Ordens der Württembergisch. Krone wir schon früher berichten konnten.

Seiner Exzellenz Freiherrn von Lynker, General der Infanterie, stellvertr. kommandierenden General eines Armeekorps.

W. Lehmann, Oberstleutnant, Chef der Feldtelegraphie bei einem Armee-Oberkommando, außerdem durch den Bayerischen Militär-Verdienst-Orden III. Kl. mit Schwertern, das Offizierskreuz des Kgl. Sächs. Albrechts-Ordens mit Schwertern, das Ehrenkreuz des Württembergischen Kronen-Ordens mit Schwertern und das Österr. Militär-Verdienst-Kreuz III. Kl. mit der Kriegsdekoration ausgezeichnet.

Das Eiserne Kreuz II. Klasse erhielten:

C. Friedländer, Korvetten-Kapitän z. D., zurzeit tätig im Reichs-Marine-Amt.

W. Hormel, Käpitänleutnant z. D., zurzeit bei einem Seeflugzeugkommando.

G. P. Neumann, Hauptmann d. R. bei einem Flieger-Bataillon; außerdem mit dem Sächs. Weimar. Orden vom Weißen Falken II. Kl. mit Schwertern, der Österr. Eisernen Krone III. Kl. mit Schwertern und dem Reuß. Ehrenkreuz III. Kl mit Schwertern ausgezeichnet.

O. Reichardt, Dipl.-Ing., als Leutnant d. R. zurzeit kommandiert zu einem Versuchs- und Übungs-Flugpark im Westen.

G. von Tschudi, Major bei einem Flugpark.

Weitere Auszeichnungen wurden zuteil:

R. von Kehler, Major d. R., der schon früher das Eiserne Kreuz II. Kl. erhielt: Ritterkreuz I. Kl. mit Schwertern des Württemb. Friedrich-Ordens.

Seiner Exzellenz St. von Nieber, Generalleutnant z. D., Etappen-Inspekteur einer Armee: Großkreuz des Kgl. Sächs. Albrecht-Ordens mit Schwertern und des Herzogl. Sächs. Ernestin-Haus-Ordens mit Schwertern, Bayer. Militär-Verdienst-Orden, Stern der II. Kl. mit Schwertern, Großherzogl. Oldenburgisches und Großherzogl. Mecklenburgisches Tapferkeitskreuz und die Großherzogl. Hessische Tapferkeits-Medaille.

Freiherr von Oldershausen, Oberst und Generalstabschef eines Reservekorps, von dem wir die Verleihung hoher Orden verschiedentlich berichten konnten: Komthur Kreuz des Württemb. Friedrich-Ordens II. Kl. mit Schwertern, Meiningisches Kriegs-Verdienst-Kreuz.

2. Neuaufnahme: Gemäß § 5 unserer Satzungen ist als ordentliches Mitglied für das laufende Geschäftsjahr in die Gesellschaft aufgenommen:

Dipl.-Ing. Roland Eisenlohr, Leutnant d. R., kommandiert zum Flugzeugbau Friedrichshafen a/B.

Der Geschäftsführer: Béjeuhr.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



HARTMANN & BRAUN A.-G.



FRANKFURT A. MAIN.



Universal-Theodolit

zur

Verfolgung von Versuchballons.

Mit von einer Seite aus zu beobachtender wagerechter u. senkrechter Schnellablesung.

Technikum Hainichen i. Sa.

Masch.- Elektro-Ing., T., Werkm. Lehrfabr. Prog. fr.

Kleine Benzinmotore für Modelle

Zuverlässig und preiswert.
Prospekt gratis. (41)

Aeroplanfabrik Düsseldorf 7.



Beste, zuverlässigste Qualitäten von hoher Festigkeit

Stahl- und Drahtwerk Röslau
in Röslau, Bayern (83)

Dampfkessel- u. Gasometer-Fabrik A.-G. vorm. A. Wilke & Co. **Braunschweig**

Gegründet im Jahre 1856 Telegramm-Adresse: „Gasometer“

GASBEHÄLTER · BALLONHALLEN

Eisenkonstruktionen aller Art

Kurze Lieferzeiten Projekte kostenlos Billige Preise



Deutsches Museum München.

Die Entwicklung der Naturwissenschaft und Technik von ihren Anfängen bis zum heutigen Stande dargestellt durch Originale, Modelle, Bild und Demonstration.

Abteilung I
Maximilianstraße 26.
Astronomie, Physik, Chemie, Berg- und Hüttenwesen, Maschinenbau, Landtransportmittel, Wasserbau, Schiffbau, Landwirtschaft und Technologie.

Abteilung II
Zweibrückenstraße 12.
Wohnungsbau, Heizung, Beleuchtung, Straßen-, Brücken-, und Tunnelbau, Gastechnik, Luftschiffahrt, Musikinstrumente.

Besuchszeiten:

Werktags von 9—7 Uhr; Sonn- und Feiertags von 9—6 Uhr.
Dienstag geschlossen. Freitag geschlossen.
Eintritt 20 Pfg. — Garderobe frei.

Führungen durch die Sammlungen, welche täglich abends $8^{1}/_{2}$ Uhr mit Ausnahme von Samstag und Sonntag stattfinden, bieten eingehende Erläuterungen der einzelnen Unterabteilungen.

Bibliothek und Lesesaal jedem Besucher zugänglich.

Mitgliedsbeitrag M. 6.—.

GRADE

Fliegerwerke BORK (Brandenburg)

Ein- und Mehrsitzer. Schulmaschinen 20/30, 30/45, 45/70, 60/100, 90/140 PS

Flugschule

Schnelle, gründl. Ausbildung. 2 Lehrer, 5 Maschinen, über 200 Piloten

Flugplatz

Zirka 400 Morgen, $3^{1}/_{2}$ km Bahnumfang, ideale Bodenbeschaffenheit

Post: BRÜCK i. Mark · Tel. 13
Station: BORK (Brandenburg)

Für den Anzeigenteil verantwortlich: Julius Sassenhoff in München. — Druck von R. Oldenbourg in München.


Digitized by Google


UNIVERSITY OF MICHIGAN
3 9015 08012 9789